TECHNICZNE NOWOŚCI LOTNICZE



REDAKCJA: CZACKIEGO 21/23/25 m. 9

DNI PRZYJĘĆ: PONIEDZIAŁKI OD GODZ. 16 DO 17

ADMIN.: CZERWONEGO KRZYŻA 9 m. 12 TEL.-252-22

CZYNNA CODZIENNIE OD GODZ. 17 15 DO 18

PRENUMERATĘ KWARTALNĄ 12 ZŁ I ROCZNĄ 48 ZŁ

PRZYJMUJE ADMINISTRACJA I P.K.O. KONTO Nr. 4754

NA NAZWISKO WYDAWCY INŻ. J. TUSZYŃSKIEGO

CENA 1 ZESZYTU 4 ZŁ.

CENY OGŁOSZEŃ: 1 STRONA 60 ZŁ., 1/2 STR. 35 ZŁ., 1/4 STR. 20 ZŁ.

DOPŁATA NA OSTATNIĄ STRONĘ 50%

WARSZAWA

Nr. 1 **MAJ - CZERWIEC 1933**

NR.1. WARSZAWA MAJ-CZERWIEC 1933

T E C H N I C Z N E N O W O Ś C I L O T N I C Z E

T R E Ś Ć

SILNIKI LOTNICZE ZE SPRĘŻANIEM WSTĘPNEM

Supercharged Aero-Engines

C.Brooks

Aircraft Engineering, December 1932.

W artykule niniejszym będzie omówione zastosowanie sprężania wstępnego w silnikach czterosuwowych wybuchowych. Silniki dwusuwowe i wysokoprężne zostaną pominięte.

Jak wiadomo,następujące sposoby służą do podniesienia mocy silnika, pracującego przy ustalonych warunkach atmosferycznych i niezmiennej ilości obrotów:

1.Powiększenie spółczynnika sprężania przy zachowaniu zwykłego zasysania mieszanki

2.Zachowanie mniejszego spółczynnika sprężania i zastosowanie sprężania wstępnego.

Przy pomocy obu metod możliwe jest przeciwstawienie się spadkowi mocy,zachodzącemu przy wznoszeniu się samolotu i wywołanemu rozrzedzeniem powietrza,zastosowanie ich jednak łączy się z koniecznością dławienia mieszanki,doprowadzanej do silnika poniżej pewnej określonej wysokości,a więc i w bliskości ziemi. W ten sposób jest osiągane konieczne zmniejszenie mocy silnika przy tym zakresie wysokości.

Silnik o zwiększonym spółczynniku sprężania posiada większą moc dzięki wyższym ciśnieniom sprężania i wybuchu oraz dalej posuniętemu rozprężaniu mieszanki po wybuchu, podwyższa zatem ilość pracy wykonywanej przez tę samą ilość mieszanki. Występujące w nim ciśnienia przyczyniają się do znacznego obciążenia części silnika i łożysk oraz stanowią nieraz przyczynę przedwczesnych zapłonów.

Przyczyną zwiększenia mocy silnika ze sprężarką jest zasysanie zwiększonej ilości mieszanki na minutę,czemu nie towarzyszy jednak raptowny wzrost ciśnień,zachodzący w silnikach o zwiększonym spółczynniku sprężania. Sprężanie wstępne jest to proces zwiększania ciśnienia w przewodzie wlotowym i wtłaczania w ten sposób do cylindra podczas odpowiedniego suwu mieszanki,posiadającej większą gęstość,niż mieszanka, która byłaby normalnie zassana.

Urządzenie do sprężania wstępnego występuje pod postacią pompy lub sprężarki umieszczonych zwykle między gaźnikiem a cylindrami.W tym wypadku gaźnik zasysa powietrze pod ciśnieniem atmosferycznem i pracuje podobnie jak w silniku o zwykłem zasysaniu.

Silniki ze sprężaniem wstępnem są zaopatrzone w manometr,podający ciśnienie wytwarzane przez sprężarkę w przewodach wlotowych.Jest to manometr ciśnienia ładowania,mierzący wielkość ciśnienia ładowania.

Obsługa silnika ze sprężarką winna pamiętać o konieczności utrzymania zarówno obrotów silnika jak i ciśnienia ładowania poniżej pewnej granicy celem uniknięcia przeciążenia oraz przegrzania silnika.

Zasadniczą częścią manometru ciśnienia ładowania jest zazwyczaj membrana,składająca się z paru elementów i zamknięta w korpusie,niedopuszczającym do niej powietrza; do korpusu jest przyłączony przewód,komunikujący się drugostronnie z układem wlotowym silnika.
Przesunięcia membrany przenoszą się na wskazówkę,przyczem zerowe wskazanie manometru odpowiada ciśnieniu ładowania,równemu normalnemu ciśnieniu atmosferycznemu u poziomu morza,t.zn.1,033 kg/cm^2,tak,że manometr pokazuje właściwie różnicę między ciśnieniem ładowania a tem ciśnieniem normalnem.

Za szkłem manometru jest umocowana nastawialna oprawka metalowa,na której znajdują się oznaczenia maksymalnego i normalnego ciśnienia ładowania,ustawiane zależnie od silnika.

Ustawianie położenia zastawki.

Jeśli przy dźwigni pilota do nastawiania przepustnicy znajduje się zastawka,wówczas jej położenie winno być tak dobrane,aby uzyskiwać według niego pewne określone dla każdego silnika ciśnienie ładowania podczas startu. Położenie to może być oczywiście nastawione niezależnie od panującego danego dnia ciśnienia atmosferycznego. Kłopoty napotykane przy nastawianiu pochodzą ze zmian mocy silnika,zależnej od panującego ciśnienia atmosferycznego.Jeśli danego dnia ciśnienie atmosferyczne wynosi według barometru X kg/cm^2 ponad ciśnieniem normalnem wówczas wystarczy dodać to X do wiadomego ciśnienia ładowania dla startu i sprawdzić,czy manometr ciśnienia ładowania wskazuje otrzymaną sumę,jeśli dźwignia znajduje się przy zastawce. Jeśli natomiast barometr wykazuje ciśnienie atmosferyczne o X kg/cm^2 mniejsze od ciśnienia normalnego, wówczas odjęcie tego X od wymaganego ciśnienia ładowania da ciśnienie, na które winien wskazywać manometr po ustawieniu dźwigni przy zastawce.

Tak więc jeśli ciśnienie ładowania wynosi dla startu 0,123 kg/cm^2,a ustawianie położenia zastawki jest przeprowadzane w dniu kiedy ciśnienie atmosferyczne wynosi 1,0 kg/cm^2,t.zn. 0,033 kg/cm^2 poniżej normalnego,wówczas należy ustawić zastawkę w takiem położeniu aby przy odpowiedniem położeniu dźwigni pilota manometr wskazywał 0,09 kg/cm^2.

W braku innych danych wielkość ciśnienia ładowania dla startu winna być przyjęta o 0,035 kg/cm^2 wyższa od normalnego ciśnienia ładowania, czyli ciśnienia nominalnego.Dokładność wskazań manometru winna być sprawdzana w niewielkich odstępach czasu przez porównywanie jego wskazań ze wskazaniami barometru podczas postoju silnika.

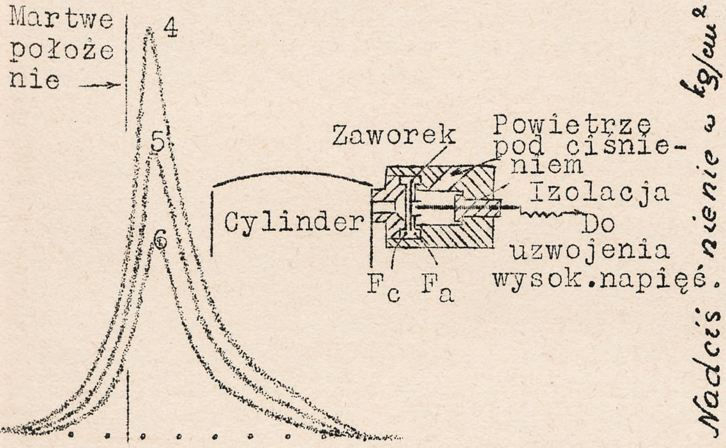
Moc silnika na wysokości.

Stosunek mocy rozwijanej przez silnik na pewnej wysokości przy pełnem otwarciu przepustnicy do mocy w bliskości ziemi przy tem samem otwarciu nazywa się spółczynnikiem mocy na wysokości.Dla silników z normalnem zasysaniem można przyjąć,że spółczynnik ten zmienia się w przybliżeniu jak wartości f/h/, podane w tablicy I,wynoszące mniejwięcej tyleż ile odpowiednie względne ciśnienie atmosferyczne p.Ten sam spółczynnik dla silników ze sprężaniem wstępnem wynosi $p^{1/2}.d^{1/2}$ /czyli p: T /; p,d,T są to wartości ciśnienia,gęstości i temperatury bezwzględnej powietrza,wyrażone jako ułamki odpowiednich wielkości u poziomu morza. Dla przykładu podane jest poniżej obliczenie mocy rozwijanej na wysokości 6100 mt przez silnik: a/ o zwykłem zasysaniu i mocy nominalnej 550 KM przy 1900 obr/min u poziomu morza, b/ze sprężarką o mocy nominalnej 525 KM przy 2000 obr/min na wysokości 3350 mt.
Z tablicy I odnajdujemy f/h/ dla 6100 mt równe 0,453,zaś $p^{1/2}.d^{1/2}$ dla 3350 i 6100 mt równe odpowiednio 0,689 i 0,453. Szukane odpowiedzi bę-

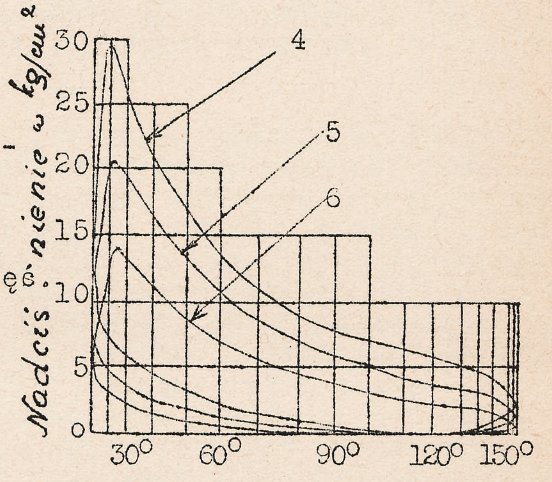
dą: a/ 550.0,453 = 249 KM oraz b/ $525 \cdot \frac{0,495}{0,689}$ = 378KM

Wykresy indykatorowe.

Spadek mocy zachodzący przy zwiększaniu się wysokości jest wyraźnie widoczny na wykresach indykatorowych,przedstawionych na rys.1a i 1b, przyczem pierwszy z nich jest wykresem oryginalnym,otrzymanym przy pomocy indykatora systemu Farnboro i podającym zależność ciśnienia od kąta wału wykorbionego,drugi zaś jest wyznaczony na podstawie pierwszego i obrazuje zmienność ciśnienia w funkcji skoku.Opis działania indykatora Farnboro /R.A.E./ znajdzie czytelnik w artykule o indykatorach dla silników lotniczych podanym w zeszycie kwietniowym "Technicznych Nowości Lotniczych". Na rys.1a pokazany jest schematycznie zaworek indykatora,którego skok między siedzeniami wynosi 0,25 mm.



Rys.1a Około 2/3 naturalnej wielkości.



Rys. 1b.

Tablica I.

Wysokość z mt	Ciśn p_z mm Hg	Temp t_z °C	Gęst d_z kg/mt³	Stosunki: $p = p_z/p_o$	$T = \frac{t_z+273}{t_o+273}$	$d = d_z/d_o$	$p^{1/2}.d^{1/2}$	f/h/
0	760	+15	1,226	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00
610	707	+11,04	1,155	0,930	0,986	0,943	0,937	0,934
1220	656	+ 7,08	1,088	0,864	0,973	0,888	0,876	0,867
1830	609	+ 3,11	1,025	0,801	0,958	0,836	0,819	0,808
2440	565	- 0,85	0,963	0,743	0,945	0,786	0,765	0,750
3050	523	- 4,81	0,905	0,688	0,931	0,738	0,714	0,693
3660	483	- 8,77	0,849	0,636	0,918	0,693	0,665	0,639
4270	446	-12,74	0,796	0,587	0,904	0,650	0,619	0,590
4880	412	-16,70	0,747	0,542	0,890	0,609	0,575	0,542
5490	380	-20,66	0,698	0,499	0,876	0,570	0,533	0,497
6100	349	-24,62	0,654	0,459	0,862	0,533	0,495	0,453
6710	321	-28,59	0,610	0,422	0,849	0,497	0,458	0,413
7320	294	-32,55	0,569	0,387	0,835	0,464	0,423	0,374
7930	270	-36,51	0,530	0,355	0,821	0,432	0,391	0,332
8540	247	-40,47	0,493	0,325	0,807	0,402	0,362	0,302
9150	226	-44,44	0,458	o,297	0,794	0,374	0,334	0,270

Tablica II. Praca silnika na różnych wysokościach.

Wykres Nr.	Wysokość mt	Obr/min	Szybkość pow.km/g	Temp.pow. °C	Gęstość względna	Ciśnienie ind.kg/cm²	Moc indyk. KM
4	305	2260	146,5	+7	0,99	9,52	559
5	3050	2080	135,0	-7,5	0,76	7,28	398
6	6400	1890	117,5	-30	0,60	4,85	240

Typy urządzeń do sprężania wstępnego.

Urządzenia te występują pod następującemi postaciami: 1/ sprężarka tłokowa, 2/ sprężarka Rootsa, 3/ sprężarka o mimośrodowych łopatkach /Powerplus,Cozette ii./ 4/ sprężarka odśrodkowa,napędzana gazami wydechowemi za pośrednictwem turbiny, 5/ sprężarka odśrodkowa o napędzie mechanicznym.

Wadami turbiny stosowanej w urządzeniu 4/ są wysokie temperatury przy których pracuje /600°C/,oraz spowodowane przez nią znaczne przeciwciśnienie w przewodach wydechowych /0,21 kg/cm²/; niedopuszczalny jest przy tym układzie zwykły rozrząd zaworów,przewidujący jednoczesne otwarcie zaworów wlotowego i wydechowego /między otwarciem wlotu i zamknięciem wydechu/,wreszcie zachodzi potrzeba wbudowania chłodnic dla sprężonej mieszanki oraz zaworów zwrotnych.Sprężarka taka umożliwia jednak zachowanie niezmiennego ciśnienia ładowania do znacznych wysokości,posiada równy bieg,a samo ciśnienie jest w pewnych granicach samonastawialne ze zmianą wysokości.

Sprężarka z napędem mechanicznym utrzymuje niezmienne ciśnienie ładowania do dość dużej wysokości i zapewnia dobry rozdział mieszanki między cylindrami.Stosowanie chłodnic jest tu niepotrzebne za wyjątkiem sprężarek pracujących z bardzo wysoką liczbą obrotów. W skład napędu wirnika sprężarki wchodzą sprzęgła tarciowe,a niekiedy i sprężyste, przejmujące uderzenia,które zachodzą przy przyśpieszaniu oraz przy przedostawaniu się wybuchów mieszanki do układu wlotowego. Wirniki sprężarek tych posiadają szereg promieniowych łopatek, a średnica ich wynosi zwykle około 230 mm. Przy przekładni 10:1 między wałem a wirnikiem ciśnienie ładowania może pozostać niezmienione do wysokości 3000 mt i więcej. Przy silnikach z nieznacznem sprężaniem wstępnem wirnik pracuje wolniej.Stosowany niekiedy wentylator,pracujący z szybkością wału wykorbionego nie ma na celu zwiększenia ciśnienia, a jedynie poprawia rozdział mieszanki między cylindrami. Zadaniem nieruchomych łopatek,znajdujących się zazwyczaj na obwodzie wirnika jest ograniczenie szybkości obwodowej mieszanki; w ten sposób zostaje uzyskane zmniejszenie średnicy całego układu.

Należy zaznaczyć,że szybkość obwodowa łopatek wirnika,wykonywującego 20.000 obr/min, o średnicy 230 mm wynosi około 14,5 km/min,wobec czego konieczne jest dokładne wyważenie statyczne i dynamiczne tej części.

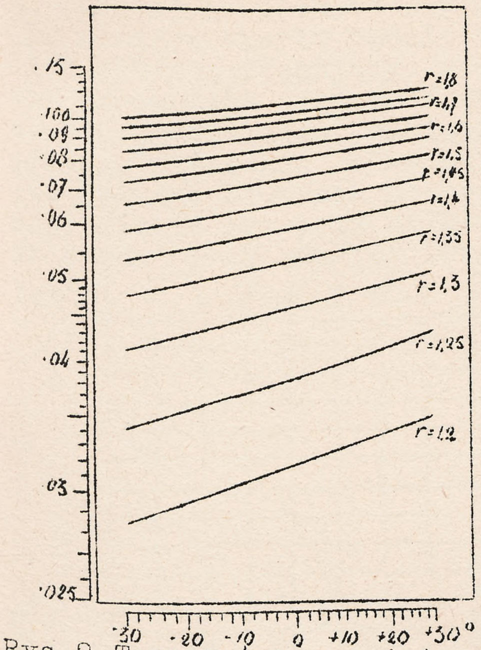
Moc zużywana przez sprężarkę.

Całkowity wzrost mocy,pochodzący z zainstalowania sprężarki nie da się wyzyskać do napędu śmigła,gdyż dość znaczna jego część zostaje zużyta dla napędu sprężarki. Przybliżona wartość stosunku mocy pobieranej przez sprężarkę do mocy na wale śmigła może zostać odczytana z tablicy rys.2 w zależności od temperatury powietrza zasysanego przez sprężarkę i spółczynnika sprężania /r/. Ciekawem jest określenie w ten sposób pobieranej mocy dla porównania zużycia paliwa przez silnik ze sprężarką i o zasysaniu zwykłem.Dla przykładu zostanie zbadany silnik Panther IIIA o mocy nominalnej 510 KM przy 2000 obr/min i wysokości nominalnej 3660mt, którego ciśnienie nominalne wynosi - 0,035 kg/cm². Z tablicy I otrzymujemy dla podanej wysokości X p_z = 483 mm Hg, t_z = -8,77°C.Ciśnienie nominalne /ładowania/ -0,035 kg/cm² odpowiada 734 mm Hg, wobec czego otrzymujemy spółczynnik sprężania sprężarki jako 734/483 = 1,515. Z wykresu dla podanych wartości spółczynnika i temperatury znajdziemy, stosunek mocy sprężarki do mocy silnika, i obliczymy szukaną moc jako 0,077.510 = 39KM.

Jeśli silnik o zwykłem zasysaniu i tej samej mocy wykaże się zużyciem paliwa 225 gr/KM.godz, to dla silnika ze sprężarką trzeba przyjąć całkowite zużycie /510 + 39/.225 = 123,5 kg/godz dla mocy efektywnej 510 KM. W ten sposób rzeczywiste zużycie paliwa przez silnik ten wynie-

sie 123,5/510 = 242 gr/KM$_e$godz.

Należy zaznaczyć,że silnik Panther IIA,posiadający sprężarkę wolnobieżną,zużywa na nią niewielką część mocy,osiąga natomiast w porównaniu do ostatniego moc o 70 KM większą u poziomu morza. Urządzenie pozwalające na wyłączenia działania sprężarki na niewielkich wysokościach umożliwiłoby dość znaczne zwiększenie mocy podczas gdy korzyści, płynące z zastosowania sprężarki zostałyby zarezerwowane dle większych wysokości.

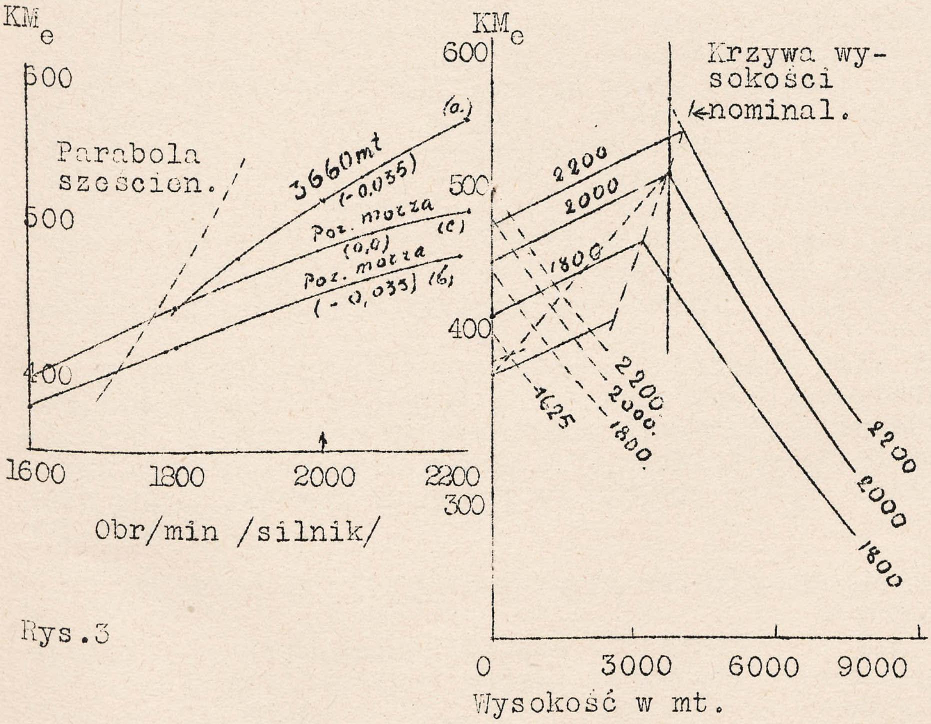


Rys.2 Temperatura powietrza zasysanego.

Określanie wielkości charakterystycznych.

Zadaniem sprężania wstępnego jest utrzymanie aż do pewnych wysokości ciśnienia wlotowego,osiąganego u poziomu morza przez silnik o zwykłem zasysaniu. Niekiedy jest dopuszczalne czasowo wyższe ciśnienie ładowania podczas startu.

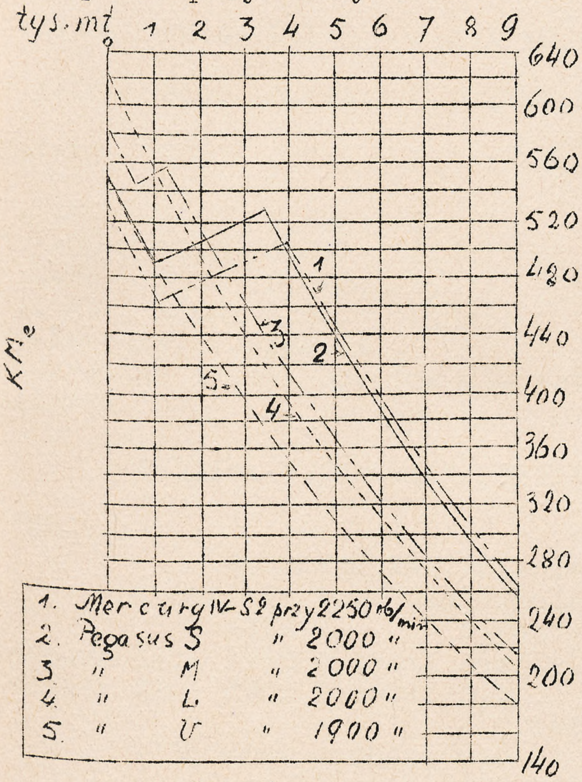
Przez moc nominalną określa się moc dostarczaną śmigłu przy normalnej ilości obrotów na wysokości nominalnej. Wysokość nominalna jest to najmniejsza wysokość przy której jest dopuszczalna praca silnika na normalnych obrotach i całkowicie otwartej przepustnicy a zarazem największa z wysokości przy których jest możliwe utrzymanie normalnego ciśnienia ładowania przy normalnych obrotach.



Rys.3

Moce u poziomu morza są to moce osiągalne przy normalnem ciśnieniu ładowania /ciśnieniu nominalnem/ i różnych obrotach u poziomu morza. Mocami startu nazywają się moce u poziomu morza osiągane dla największego dopuszczalnego w tych warunkach ciśnienia ładowania,przyczem wielkość ich i odpowiednie ilości obrotów zależą od zastosowanego śmigła. Krzywe na rys.3 podają wartości tych mocy dla silnika Panther IIIA: krzywa/a/ podaje moce dla wysokości nominalnej, /b/ moce u poziomu morza dla ciśnienia nominalnego, t.zn. -0,035 kg/cm^2 /c/ moce startu dla największego ciśnienia ładowania, czyli 0 kg/cm^2. Z prawej strony rys.3 podano krzywe mocy zestawione na podstawie tych danych,dla trzech ilości obrotów: 1800,2000,2200 obr/min. Jak widać moce dla wysokości 0 i 3660 mt zostały tu wzięte odpowiednio z krzywych /b/ lub /a/ dla właściwych ilości obrotów.
Z trzech punktów,oznaczonych na osi rzędnych na podstawie krzywej /c/, wyprowadzone są trzy gałęzie /linjami kreskowanemi/,podające spadek mocy,osiąganej przy położeniu dźwigni pilota,któremu odpowiada maksymalne ciśnienie ładowania u poziomu morza /przy zastawce/. Ja wiadomo,wyzyskiwanie tych mocy przy stałej ilości obrotów i wznoszącym się samolocie wymagałoby zastosowania śmigła o zmiennym skoku. Określenie ilości

obrotów,rozwijanej przez silnik podczas startu na podstawie znajomości charakterystyk śmigła jest możliwe na podstawie Air Publication 1208, /kartka C.2,punkt 52/.Jeśli więc moc dla maksymalnego ciśnienia ładowania i normalnych obrotów wynosi u poziomu morza 481, a spółczynnik mocy na wysokości 0,665,to znajdziemy na podstawie tych danych, że ilość obrotów podczas startu będzie wynosiła 1625 na min. Przebieg wznoszenia będzie zatem następujący: start przy 1625 obr/min z dźwignią przy zastawce, wznoszenie,połączone ze spadkiem mocy aż do chwili osiągnięcia ciśnienia nominalnego, odciąganie dźwigni poza zastawkę przy zachowaniu stałego ciśnienia ładowania,a wznoszących się obrotach i mocy,osiągnięcie pełnego otwarcia przepustnicy na wysokości nominalnej. Powyżej tego wzniesienia moc przy całkowicie otwartej przepustnicy zacznie stopniowo spadać przy stałych obrotach silnika.



Rys.4.

Podobne krzywe dla serji Pegasus, przy normalnej ilości obrotów są pokazane na rys.4. Tu również rzuca się w oczy wzrost mocy,osiągnięty dzięki wprowadzeniu sprężarki.

Charakterystyki silników.

Szeroki zakres zastosowań współczesnych silników lotniczych ze sprężaniem wstępnem uwidaczniają tablice III,IV i V zestawione w ten sposób aby ułatwić przeprowadzenie porównania między silnikami ze sprężaniem wstępnem i o zasysaniu zwykłem. Zastosowanie reduktora umożliwia osiągnięcie wyższej sprawności śmigła w porównaniu do napędu bezpośredniego. Ogólnie biorąc,silniki o sprężaniu wstępnem nadają się przedewszystkiem do samolotów myśliwskich o dużej sprawności i do samolotów mało obciążonych. Silniki ze sprężarką o mniejszej wydajności zapewniają większą moc w chwili startu, konieczną dla cięższych maszyn których szybkość na znacznych wysokościach nie posiada takiego znaczenia.

Większość silników podanych w tablicach jest dobrze znana czytelnikom, mogącym się zapoznać z ich konstrukcją,montowaniem,instalacją na płatowcu i remontem na podstawie doskonałych instrukcyj,opracowanych przez wytwórców, oraz wydawnictw,omawiających silniki, używane w lotnictwie angielskiem i będących do nabycia w H.M. Stationery Office,Kingsway,London,W.C.2.

Tablica III. Charakterystyki silników Rolls-Royce.

Silnik	Norm. obr/min. siln.	Reduktor	Spółcz. spręż.	Ciśnienie ładowania kg/cm²	U poz.morza KM norm. obr.	U poz.morza KM maks. obr.	Wysok.nominalna Wysok. nomin. mtr	Wysok.nominalna KM norm. obr.	Wysok.nominalna KM maks. obr.
Kestrel IB	2250x)	0,632:1	7:1	---	440	---	915	480	534
IS	"	"	6:1	+0,123/-0,035	535/ /440	---	3500	485	590
IMS	"	"	5,5:1	+0,105/-	550/-	--	610	535	645
Kestrel IIA	"	0,533:1	6:1	---	---	---	p.morza	490	546
IIS	"	"	6:1	+0,123/-0,035	535/ /440	---	3500	485	590
IIMS	"	"	5,5:1	+0,105/-	550/-	--	610	535	645
Kestrel IIIS	"	0,475:1	6:1	+0,123/-0,035	535/ /440	---	3500	485	590
IIIMS	"	"	5,5:1	+0,105/-	550/-	--	610	535	645

x) maksymalna ilość obrotów - 2700 dla wszystkich silników.

Tablica IV. Charakterystyki silników Bristol.

Silnik	Norm. obr/min siln.	Reduktor	Spółcz. spręż.	Ciśnienie ładowania kg/cm²	U poz. morza KM norm. obr.	U poz. morza KM maks. obr.	Wysok. nominalna Wysok. nomin. mtr.	Wysok. nominalna KM norm. obr.	Wysok. nominalna KM maks. obr.
M.IVS2	2250	0,655:1	5,3:1	+0,105/-0,035	540/ /450	---	3960	505	540
P.1-S2	2000	0,655:1	5,3:1	+0,105/0,0	550/ /470	---	3350	525	575
P.1-S3	2000	0,5:1	5,3:1	+0,105/0,0	550/ /470	---	3350	525	575
P.1-M2	2000	0,655:1	5,3:1	+0,07/0,0	580/ /530	---	1370	565/ /590	620
P.1-M3	2000	0,5:1	5,3:1	+0,07/0,0	580/ /530	---	1370	565/ /590	620
P.1-L2	2000	0,655:1	5,3:1	+0,053/0,0	620/ /580	---	460	590	635
P.1-L3	2000	0,5:1	5,3:1	+0,053/0,0	620/ /580	---	460	590	635
P.1-U2	1900	0,655:1	5,3:1	---	550	630	p.morza	---	---
P.1-U3	1900	0,5:1	5,3:1	---	550	630	p.morza	---	---
P.1-F2	2000	0,655:1	5,3:1	---	530	595	p.morza	---	---
P.1-F3	2000	0,5:1	5,3:1	---	530	595	p.morza	---	---

M.-Mercury, P.-Pegasus

Maksymalne ilości obrotów dla wszystkich silników o 15% większe od normalnych.

Tablica V. Charakterystyki silników Armstrong-Siddeley.

Silnik		Norm. obr/min siln.	Reduktor	Ciśnienie ładowania kg/cm²	U poz. morza KM norm. obr.	U poz. morza KM maks. obr.	Wysok. nominalna Wys. nom. mtr	Wysok. nominalna KM norm. obr.	Wysok. nominalna KM maks. obr.	
Leopard	IIIA	1700	0,633:1	zastawka	---	---	460	800	855	Zastawka daje 800 KM u poziomu morza. W.P.
Panther	IIA	2000	0,657:1	0,0/ /-0,044	555/ /527	---	915	535	600	przy 2300 o/m W.P.
	IIIA	2000	0,657:1	0,0/ /-0,035	481/ /452	---	3660	510	562	
	V	2000	n.bezp.	+0,009/ /-0,026	487 /470	---	3500	520	595	przy 2300 o/m
Double Mongoose		2000	n.bezp	-0,026/ /-0,061	342/ /330	---	1370	340	380	W.P.
"		2000	n.bezp	-0,044/ /-0,079	340/ /330	---	915	340	369	W.P.
"		2000	0,657:1	---	340	360	p.morza	--	---	
Mongoose	IIIC	1850	n.bezp	---	150	165	p.morza	--	---	

Spółczynik sprężania wszędzie 5:1. Maksymalne ilości obrotów dla wszystkich silników o 10% większe od normalnych. W.P. oznaczone są silniki zaopatrzone w wentylator napędzany przekładnią.

Gaźniki.

Nowsze gaźniki Claudel Hobson są zaopatrzone w pompę, wtryskującą paliwo do przewodu zasysającego jednocześnie z otwarciem przepustnicy. Połączenie tłoka pompy z dźwignią przepustnicy jest tego rodzaju, że ilość wtryśniętego paliwa jest proporcjonalna do stopnia otwarcia przepustnicy. W skład gaźników wchodzą obecnie dysze pełnej mocy, których zadaniem jest zwiększanie zawartości benzyny w mieszance przy dużych otwarciach przepustnicy. Posiadają one zazwyczaj postać zaworów iglicowych i są otwierane pod działaniem kułaka, poruszanego zapomocą mechanizmu, otwierającego przepustnicę. Przy małych otwarciach przepustnicy dysze te są nieczynne, co umożliwia ekonomiczniejszą przy tych obciążeniach pracę silnika.

Poprawka wysokościowa gaźnika Claudel Hobson polega na dopuszczaniu

powietrza dodatkowego do dyfuzora, a nastawienie jej jest niezależne od dźwigni przepustnicy.

Gaźniki Triplex, używane na silnikach firmy Bristol, posiadają dysze o zmiennym wydatku nastawiane zapomocą nakrętek o gwincie wielozwojowym dla uzyskiwania mieszanek o różnych zawartościach benzyny. Dysza pełnej mocy jest umieszczona u spodu komory pompy przyśpieszającej i pozostaje stale zamknięta za wyjątkiem pełnego otwarcia przepustnicy.

Gaźniki,stosowane przez firmę Rolls-Royce na silnikach Kestrel posiadają poprawkę wysokościową,dostarczającą zmienne ilości powietrza na silnikach o zwykłem zasysaniu,podczas gdy na silnikach ze sprężarką przewidziana jest w tym samym celu regulacja ilości paliwa.

Posługiwanie się regulacją składu mieszanki jest przy omawianych silnikach zazwyczaj takie same jak przy silnikach o normalnem zasysaniu, t.zn. przesuwanie odpowiedniej dźwigni powinno następować w miarę otwierania przepustnicy zaś przy zamykaniu przepustnicy dźwignia poprawki powinna znowu być cofnięta do normalnego położenia,odpowiadającego mieszance bogatej. Należy zaznaczyć,że w pewnych wypadkach gaźnik jest wyregulowany dla zlekka osłabionego składu mieszanki,grającego wówczas rolę normalnego bogatego składu. Z jednej strony pozwala to na potrzebne osłabienie składu mieszanki przy otwarciu przepustnicy, z drugiej zaś cofając się od normalnego bogatego składu mieszanki uzyskuje się przy większem przymknięciu przepustnicy mieszankę jeszcze bogatszą,ułatwiającą start. Jest to korzystne,ponieważ przy tych położeniach przepustnicy dysze pełnej mocy nie są czynne. Osłabianie mieszanki podczas lotu winno być w ten sposób przeprowadzane, aby odpowiednia dźwignia była zatrzymana w bezpośredniej bliskości położenia,dla którego obroty silnika zaczęłyby spadać. Osiąga się w ten sposób najniższe możliwe zużycie benzyny.

Automatyczna regulacja punktu zapłonu.

Urządzenie to zostało opisane w artykule p.t. "Akcesorja Silników Lotniczych" umieszczonym w marcowym zeszycie "Technicznych Nowości Lotniczych" /iskrownik B.T.H./. Posiada ono zakres działania 35°,mierzony na wałku iskrownika. Regulacja punktów zapłonu iskrowników następuje dla wzajemnego położenia obu części mechanizmu, odpowiadającemu największemu możliwie awansowi zapłonu.

Regulator ciśnienia ładowania.

Zadaniem takiego urządzenia jest uwolnienie pilota od obowiązku czuwania nad wskazaniami manometru; pozostaje ono pod wpływem ciśnienia ładowania i nastawia automatycznie jego wielkość przez regulowanie położenia przepustnicy. Na rys.5 jest przedstawiony tego rodzaju mechanizm,zastosowany na silnikach Mercury i Pegasus. Przekrój i działanie tego regulatora zostało podane w numerze marcowym "Technicznych Nowości Lotniczych".

Próby silnika.

Sposób postępowania przy próbach silników może być dokładnie poznany przez uważne przestudjowanie wydawnictw angielskich A.P.840/Add.A/ oraz A.P.1208 /C5/, tu zaś zostanie podany sposób określania mocy nominalnej silnika / mocy przy wysokości nominalnej i pełnem otwarciu przepustnicy/.

Zważywszy, że moc silnika jest określana dla warunków istniejących na wysokości nominalnej, pożądanem byłoby przeprowadzenie prób dla ciśnienia i temperatury normalnych dla tej wysokości /dane tablicy I/. Ponieważ stworzenie takich warunków przedstawiałoby duże trudności,przeto w praktyce regulacji ulega jedynie ciśnienie powietrza,zasysanego ze specjalnej skrzynki,w której znajduje się służąca do tego celu zasuwa.

Otrzymana w ten sposób moc zostaje skorygowana odpowiednio do tego,ile temperatura otoczenia i przeciwciśnienie na wydechu różni się od warunków normalnych dla wysokości nominalnej..

Przyjmuje się, że moc zmienia się proporcjonalnie do bezwzględnego ciśnienia ładowania, a odwrotnie proporcjonalnie do pierwiastka kwadratowego z temperatury bezwzględnej. Określenie zmiany ciśnienia ładowania w zależności od temperatury powietrza wlotowego oraz spadku przeciwciśnienia ze wzrostem wysokości zostaje dokonane na podstawie wzorów empirycznych.

W protokółach prób silników są podane wartości wszelkich współczynników korygujących,istnieją pozatem sposoby uproszczone, tutaj wszakże zostaną przytoczone jedynie odpowiednie wzory. Wszystkie poprawki zostały ujęte w jeden wzór,przewidujący następujący sposób postępowania:

1/ Odnaleść z tablicy wartości normalne ciśnienia $/p_z/$ i temperatury $/t_z/$ dla odpowiedniej wysokości.
2/ Puścić silnik w ruch,nastawiając w wyżej podany sposób znalezioną wartość ciśnienia wlotowego $/p_z/$.
3/ Obliczyć moc efektywną / = Wn/C /,oraz moc pochłanianą przez tłumik / = 0,03 H_3/100 razy moc efektywna. H_3 mm Hg jest to wielkość nadciśnienia na wydechu/. Całkowita moc silnika równa się sumie obu wielkości.
4/ Zanotować wartości: a/ciśnienia barometrycznego w mm słupa rtęci $/p_a/$, b/ temperatury powietrza zasysanego w stopniach Celsjusza $/t_o/$ c/ ciśnienia w przewodach wlotowych /ładowania/ w mm słupa rtęci $/p_o/$, d/ zużycia paliwa i smaru; ciśnienia i temperatury smaru, e/temperatury głowicy, szybkości powietrza w bliskości głowic,temperatur wody itd.
5/ Skorygować otrzymaną moc dla skompensowania: a/ mniejszego współczynnika sprężania sprężarki i ciśnienia ładowania,niż te,które występują przy niskiej temperaturze,panującej na wysokości nominalnej, b/różnicy,między zmierzoną temperaturą na wlocie $/t_o/$ a normalną -15°C, c/różnicy między temperaturą normalną /15°C/ a temperaturą normalną dla wysokości nominalnej, d/ różnicy między przeciwciśnieniem wydechowem u poziomu morza a na wysokości nominalnej.
6/ Obliczyć wartości skorygowane według wzoru:

$$\frac{\text{skorygowana moc efektywna}}{\text{zmierzona moc efektywna}} = \left\{1+0{,}00063\left(\frac{p_o}{p_z}\right)^2(t_o-t_z)\right\}\cdot\sqrt{\frac{t_o+273}{t_z+273}}\left\{1+\frac{760-p_z}{3500}\right\}$$

$$\text{skorygowane ciśnienie ładowania} = p_o\left\{1+0{,}00063\left(\frac{p_o}{p_z}\right)^2(t_o-t_z)\right\}$$

Pomiary ciśnienia i temperatury

Ciśnienia są mierzone podczas próby za pomocą rtęci w przewodach o kształcie U, podającej jedynie różnicę między ciśnieniem mierzonem a atmosferycznem,które z tego względu musi być zawsze znane.

Należy zwrócić uwagę, że dwukrotne korygowanie ze względu na różnicę temperatur /patrz punkt 5, b i c/ zostało w podanym wzorze połączone w związku z czem dla obliczenia mocy nominalnej wystarczy pomnożyć moc zmierzoną przez trzy czynniki.

Po znalezieniu stanu barometru i mocy na hamulcu należy zmierzyć temperaturę powietrza zasysanego w skrzynce i ciśnienie ładowania.Normalne ciśnienie i temperatura dla wysokości nominalnej są podane w tablicy I.

Poniższe próby zostały przeprowadzone na silniku Jupiter F dla dwóch różnych przekładni między wałem a wirnikiem. Jest to silnik bez reduktora,o następujących cechach charakterystycznych: 1775 obr/min, 9 cylindrów o średnicy 146 mm, skok 190 mm i spółczynnik sprężania 5,3:1.Można dowieść,że średnie ciśnienie efektywne dla danego silnika wynosi 31,8.Ne/n,

gdzie N_e - moc efektywna w KM, n - ilość obr/min. Próby były dokonane dla ciśnienia w skrzynce wlotowej dostosowanego do wysokości 1525 mt, względnie 2440 mt. Poniżej przytoczone wartości otrzymano dla 1775 obr/min

Numer próby	1	2
Wysokość nominalna, mt.	1525	2440
Wzięte z tablicy p_z mm	632	564
Wzięte z tablicy t_z °C	+5,1	-0,85
Obrotów na minutę	1775	1775
Moc na hamulcu /zmierzona/	437	442
Stan barometru, mm	746	759
Temperatura powietrza na wlocie °C = t_o	21°C	19°C
Podciśnienie powietrza na wlocie/nastawione/, mm	-114	-195
Zmierzone ciśnienie ładowania /rurką U/, mm	-51	-20
Ciśnienie ładowania bezwzględne, mm = p_o	695	739
Obliczone wartości: Moc efektywna skorygowana	471	493
Obliczone wartości: Ciśnienie ładowania skorygowane	705	755
Obliczone wartości: Średnie ciśnienie efektywne skoryg.	8,45	8,82
Obliczone wartości: Moc pobierana przez sprężarkę	9	26

Przebieg obliczeń dla próby Nr.2 był następujący:

$p_o/p_z = 739/564 = 1,308, \ /t_o - t_z/ = 19,85°C$

$/1 + 0,00063 . 1,308^2 . 19,85/ = 1,0214, \quad \sqrt{\frac{273 + 19}{273 - 0,85}} = 1,034$

$/1 + \frac{760 - 564}{3500}/ = 1,0558$; podstawiając otrzymane wartości otrzymamy skorygowane ciśnienie ładowania = 1,0214.739 = 755 mm Hg, skorygowaną moc efektywną = 1,0214.1,034.1,0558.442 = 493 KM oraz skorygowane średnie ciśnienie efektywne = 493.31,8/1775 = 8,82 kg/cm².

Ponieważ wyliczone ciśnienie ładowania 755 mm Hg jest o 5 mm poniżej ciśnienia normalnego, co stanowi mniej /0,0068 kg/cm²/, niż 0,088kg/cm² / w jednostkach angielskich 1/8 funta na cal²/, przeto jako ciśnienie nominalne należałoby podać raczej wartość zero / w Anglji ciśnienia ładowania są podawane w odstępach co 1/8 funta na cal²/. W ten sam sposób można dojść, że moc nominalna silnika o wolniej pracującej sprężarce wyniesie 470 KM przy 1775 obr/min, wysokości 1525 mt i ciśnieniu ładowania -0,07 kg/cm².

Pomiar zużycia paliwa.

1/ Szybkość zużywania się paliwa zostaje mierzona zapomocą zwykłego aparatu do mierzenia przepływu /flowmeter/ lub skalowanego zbiornika w litrach na godzinę. Zmierzoną moc należy dla tych pomiarów skorygować jedynie ze względu na przeciwciśnienie wydechowe, zaś jednostkowe zużycie paliwa zostaje wyrażone w litrach na KM_e i godz. To samo można wyrazić w gramach, mnożąc otrzymany wynik przez ciężar właściwy paliwa.

2/ Trzeba pamiętać o warunkach, w jakich poniższe próby zostają przeprowadzone: poza krzywą dla zmiany wysokości, przy której ciśnienie powietrza na wlocie jest sztucznie obniżane do wartości, odpowiadających różnym wysokościom inne pomiary są przeprowadzane z wlotem powietrza całkowicie otwartym.

/I/ Krzywa mocy dla wysokości nominalnej: silnik pracuje przy otwartej przepustnicy, zużycie paliwa zostaje doprowadzone do stałej wartości drogą regulacji składu mieszanki.

/II/ Próba detonacji: wyznaczona zostaje krzywa stałego ciśnienia ładowania, przyczem ciśnienie to jest utrzymywane przy największej możliwie wartości a mieszanka posiada normalny bogaty skład. Próba powinna być przeprowadzona w dół aż do obliczonej szybkości dla startu bez

występowania silniejszej detonacji.

/III/ Przy wyznaczaniu krzywej zużycia paliwa dla różnych mocy silnik pracuje przy stałem nastawieniu przepustnicy, zaś ilości obrotów ulegają zmianie pod wpływem regulowania momentu hamującego. Skład mieszanki jest dobierany w ten sposób,aby otrzymać przy każdej ilości obrotów stałą moc przy możliwie najmniejszej zawartości benzyny.

/IV/ Krzywe zmian zużycia paliwa są zdejmowane bez udziału regulacji momentu hamującego, a jako jedyny sposób regulacji mocy i ilości obrotów jest używana przepustnica. Próby są przeprowadzane dla normalnego bogatego składu mieszanki, oraz dla każdorazowo dobieranego składu mieszanki,zapewniającego maksymalną moc przy możliwie najmniejszej zawartości benzyny. Przy każdej zmianie warunków pracy należy odczytywać obroty,moc efektywną,ciśnienie ładowania oraz zużycie paliwa.

Ponieważ silnik ze sprężaniem wstępnem nie może być uruchomiony przy całkowicie otwartej przepustnicy na początku opisywanej próby,przewiduje się następującą metodę dla ustalenia momentu hamującego: a/ Poprowadzić krzywą stałego ciśnienia ładowania,równego ciśnieniu nominalnemu b/ Wziąć z krzywej dla wysokości nominalnej moc dla największej dopuszczalnej ilości obrotów /n/ i dzieląc ją przez spółczynnik mocy na wysokości obliczyć równoważną moc u poziomu morza dla tej szybkości /N/. W dalszym ciągu zostaje dokonane założenie,że krzywa poprowadzona przez punkt /n,N/, podająca zmienność mocy według trzeciej potęgi ilości obrotów, będzie przedstawiała moc pobieraną przez normalne śmigło,pracujące u poziomu morza. /c/ Punkt przecięcia się obu krzywych poprowadzonych w tym samym układzie spółrzędnych da moc i ilość obrotów przy których położenie hamulca powinno być ustalone. /d/ Najwygodniejszym sposobem wyznaczania paraboli sześciennej jest następujący:

Pomnożyć n przez	1	0,9	0,8	0,7	0,6	0,5	0,4
Pomnożyć N przez	1	0,729	0,512	0,343	0,216	0,125	0,064.

Taką parabolę widzimy na rys.4. Przecina ona krzywą /b/ przy 405 KM i 1720 obr/min. Po otrzymaniu tego punktu rozpoczyna się od niego wyznaczanie krzywej zmiennego otwarcia przepustnicy.

Może być potrzebne wyznaczenie większej ilości takich krzywych rozpoczynających się od tej samej ilości obrotów,jednak dla mniejszych mocy, przedstawiających warunki pracy silnika na różnych wysokościach.

Działanie regulatora ciśnienia ładowania.

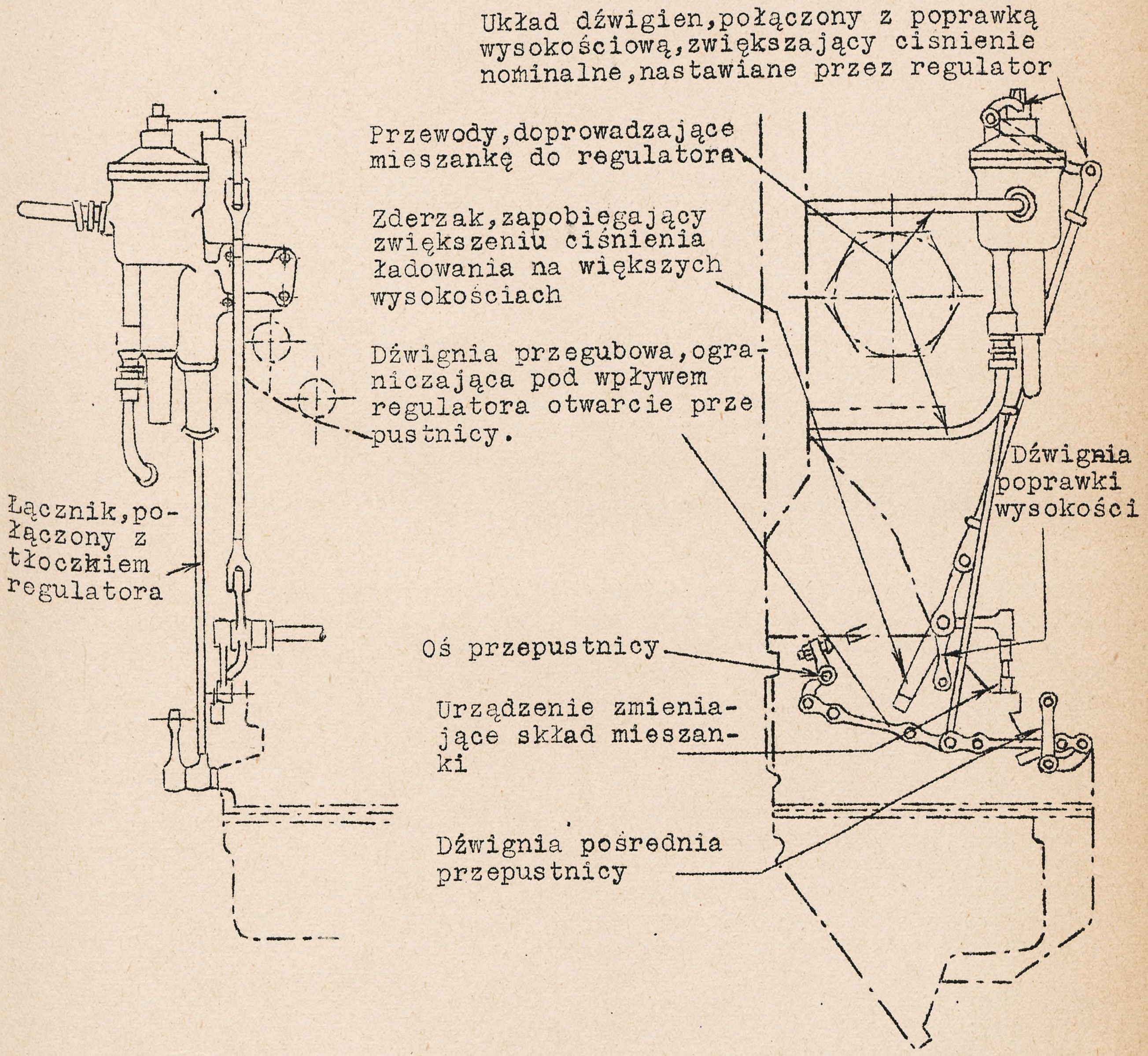
W uzupełnieniu opisu zamieszczonego w numerze marcowym "Technicznych Nowości Lotniczych" podane są poniżej dalsze szczegóły /patrz rys5/

Dźwignia pośrednia przepustnicy wprowadzająca zarazem w ruch dyszę pełnej mocy i pompę przyśpieszającą, jest połączona z dźwignią osadzoną na osi przepustnicy za pośrednictwem dźwigni przegubowej,do środka której jest przymocowany łącznik, pozostający pod wpływem tłoczka regulatora. Przesuwanie w dół dźwigni przegubowej jest ograniczone dzięki czemu w razie gdyby regulator odmówił posłuszeństwa pozostaje możność częściowego otwarcia przepustnicy przez odciągnięcie do końca dźwigni pilota, co pozwala na kontynuowanie lotu.

Na osi podtrzymującej dźwignię regulującą skład mieszanki znajdują się ponadto następujące części: /1/ Zderzak,wchodzący po podniesieniu w kontakt z zakończeniem dźwigni na osi przepustnicy i ograniczający wówczas otwarcie tej ostatniej, /2/ Dźwignia,oddziaływująca za pośrednictwem łącznika na położenie membrany regulatora, /3/Dźwignia poprawki wysokościowej.

Można się przekonać,że po pierwotnem nastawieniu zlekka osłabionego składu mieszanki przesunięcie dźwigni poprawki wysokościowej naprzód po-

ciągnie za sobą dalsze osłabienie jej składu. Jeśli natomiast dźwignia poprawki pójdzie w przeciwnym kierunku,wówczas zajdzie zmiana w ustawieniu regulatora, pozwalającego wskutek tego na zwiększenie ciśnienia ładowania, a jednocześnie z tem wymieniony powyżej zderzak stanie na przeszkodzie nadmiernemu otwarciu przepustnicy, podczas gdy działanie poprawki wzbogaci na czas startu skład mieszanki. Pod wpływem dźwigni przepustnicy moc silnika zostaje doprowadzona do wartości, pozwalającaj na start.



Rys. 5.

W miarę wznoszenia się ciśnienie ładowania maleje i aby się temu przeciwstawić należy mieć możność dalszego otwarcia przepustnicy, co będzie jednak możliwe dopiero po zmianie położenia poprawki wysokościowej i osłabieniu składu mieszanki. Mimo całkowitego odciągnięcia dźwigni przepustnicy przez pilota działanie regulatora zachowa niezmienną wartość ciśnienia ładowania.

Ustawienie położenia membrany na próbie.

Wstępne ustawienie suwaka z membraną zostaje dokonane w hamowni podczas pracy silnika przy pełnem otwarciu przepustnicy i normalnem ciśnieniu ładowania ; dźwignia przegubowa winna być całkowicie wyprostowana wówczas gdy dźwignia na osi przepustnicy opiera się o swój zderza a dźwignia pośrednia przepustnicy zatrzymuje się o zderzak,ograniczający jej

otwarcie.

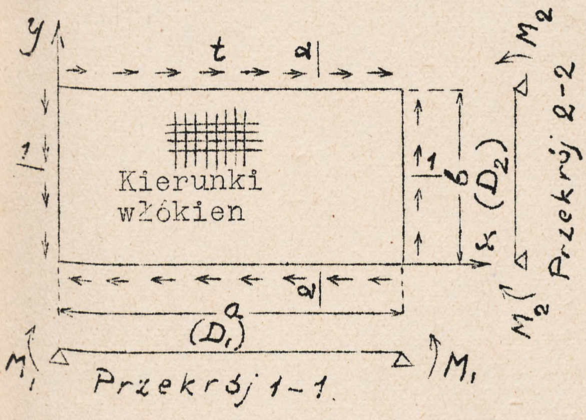
Dla warunków startowych dźwignia na osi przepustnicy winna się opierać o zderzak, osadzony na osi poprawki wysokościowej, a łącznik przestawiający membranę powinien mieć długość tak dobraną,aby było zapewnione maksymalne ciśnienie ładowania na czas startu.

---oooOooo---

WYZNACZENIE OBCIAZENIA ŚCINAJACEGO,WYWOŁUJACEGO SFAŁDOWANIE PROSTOKATNYCH PŁYT.
Ausbeul-Schublast rechteckiger Platten
Edgar Seydel
ZFM, 14.II.1933

Przy badaniach wytrzymałościowych płyt,poddanych obciążeniu ścinającemu duże znaczenie posiada wyznaczenie krytycznego obciążenia,przy którem płaska początkowo płyta zaczyna się fałdować. Przekroczenie obciążenia krytycznego nawet jeśli nie doprowadzi do pęknięcia płyty,to w każdym razie /przy cienkich płytach/ pociągnie za sobą zmianę stanu obciążenia. Metoda obliczeniowa podana przez Timoszenkę i Reissnera 1/ została poniżej rozszerzona oraz rozciągnięta na płyty prostokątnie różnokierunkowe czyli ortotropowe 2/.

Rozwiązanie zagadnienia zostało oparte na następujących założeniach: zupełnie płaska,prostokątna,cienka,jednorodna płyta jednakowej grubości jest swobodnie podparta wzdłuż brzegów. Podpory brzegów płyty są sztywne,a połączenie płyty z niemi tego rodzaju,że niemożliwe jest odchylenie się jej od tych podpór. Wzdłuż brzegów płyty działa jednostajnie rozłożone jednakowe obciążenie ścinające t, pozostające w równowadze zewnętrznej i, pod warunkiem że jest dość małe, aby płyta mogła pozostać płaska,wywołujące w całej płycie jednakowe naprężenia ścinające /patrz rys.1/.



Rys.1.

Z uwagi na możność zastosowania płyt ze sklejki i z blachy falistej będzie również rozpatrywana poniżej płyta ortotropowa, to znaczy obdarzona różną sztywnością w każdym z dwóch prostopadłych do siebie kierunków głównych ; kierunki te są równoległe do brzegów płyty.

<u>Wzory dla obliczenia obciążenia ścinającego,wywołującego sfałdowanie.</u>

1. P ł y t a i z o t r o p o w a. Dłuższy bok prostokątnej płyty zostaje oznaczony przez a, krótszy przez b, grubość płyty przez . Własności materjału płyty zostają określone spółczynnikiem sprężystości podłużnej E i liczbą Poissona ν . Sztywność takiej płyty będzie równa:

1/ Timoszenko,Über die Stabilität versteifter Platten,Der Eisenbau tom 12,/1921/,Nr. 5/6 str.147/163, Bergmann und Reissner,Über die Knickung von rechteckigen Platten bei Schubbeanspruchung, ZFM tom 23 /1932/,Nr1 str.6/12.
2/ Über das Ausbeulen von rechteckigen,isotropen oder orthogonal-anisotropen Platten bei Schubbeanspruchung, ogłoszone w Ingenieur-Archiv 1933.

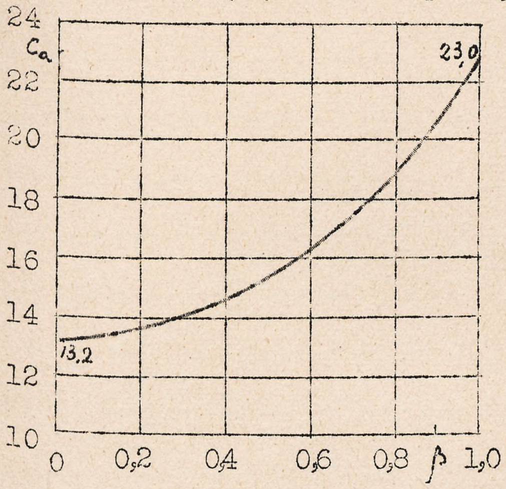
$$D = \frac{E\,\delta^3}{12\,(1-\nu^2)}$$

zaś obciążenie ścinające wywołujące sfałdowanie wyrazi się wzorem:

$$t_{kr} = c_a \cdot \frac{D}{(b/2)^2}$$

We wzorze powyższym c_a jest to spółczynnik, zależny od stosunku boków prostokąta $\beta = b/a$. Zależność ta jest podana na wykresie rys. 2.

2. P ł y t a o r t o t r o p o w a. Boki prostokątnej płyty zostają oznaczone przez a i b, jej grubość zaś przez δ. Na rys. 1 pokazane jest położenie płyty w układzie spółrzędnych prostokątnych x-y. Dla określenia własności płyty ortotropowej należy podać wartości spółczynników sprężystości podłużnej i liczb Poissôna dla obu kierunków głównych, jak również spółczynnika sprężystości poprzecznej. Dzięki wzajemnej zależności spółczynników sprężystosci podłużnej i liczb Poissona każda z tych danych zostaje wyznaczona przez trzy pozostałe.



Rys. 2.

Jeśli oznaczyć spółczynniki sprężystości podłużnej i liczb Poissona w kierunkach x i y odpowiednio przez E_x i ν_x, względnie przez E_y i ν_y, wówczas będzie obowiązywała zależność[3]

$$\nu_y \cdot E_x = \nu_x\, E_y$$

Przez G zostaje oznaczony spółczynnik sprężystości poprzecznej.

Sztywności odniesione do jednostki długości będą wynosiły:

$(EJ)_x = E_x \frac{\delta^3}{12}$ sztywność na zginanie w kierunku osi x/przy zginaniu naokoło osi y/.

$(EJ)_y = E_y \frac{\delta^3}{12}$ sztywność na zginanie w kierunku osi y/ przy zginaniu naokoło osi x/

$4(GJ)_{xy} = 4G \frac{\delta^3}{12}$ sztywność na skręcanie / $= G \frac{\delta^3}{12}$ /.

W dalszym ciągu należy obliczyć wartości:

$$D_1 = \frac{(EJ)_x}{1-\nu_x \nu_y} \qquad D_2 = \frac{(EJ)_y}{1-\nu_x \nu_y},$$

$$D_3 = \frac{1}{2}\left(\nu_x D_2 + \nu_y D_1\right) + 2(GJ)_{xy} = \nu_x D_2 + 2(GJ)_{xy} = \nu_y D_1 + 2(GJ)_{xy}$$

$$\frac{1}{\vartheta} = \sqrt{D_1 D_2}$$ /charakterystyka płyty ortotropowej/.

Jeśli $1/\vartheta$ wypada mniejsze od 1 wówczas należy obliczyć:

$$\beta_a = \frac{b}{a}\sqrt[4]{D_1/D_2}\,(\leq 1)$$ [4]

3/ Luftfahrforschung, tom 8 Nr. 3 str. 78 lub DVL-Jahrbuch 1930, str. 242

4/ W razie gdyby na wypadła wartość większa od 1, wówczas należy zamienić między sobą oznaczenia boków, co pociągnie za sobą taką samą zamianę D_1 oraz D_2. Konieczność oznaczenia strony krótszej przez a dłuższej zaś przez b wychodzi tylko wtedy w rachubę, kiedy sztywność w kierunku dłuższego boku jest większa aniżeli w kierunku krótszego. Ogólnie biorąc przez a oznacza się bok dłuższy przez b zaś krótszy.

W dalszym ciągu otrzymuje się obciążenie ścinające, doprowadzające do sfałdowania, jako

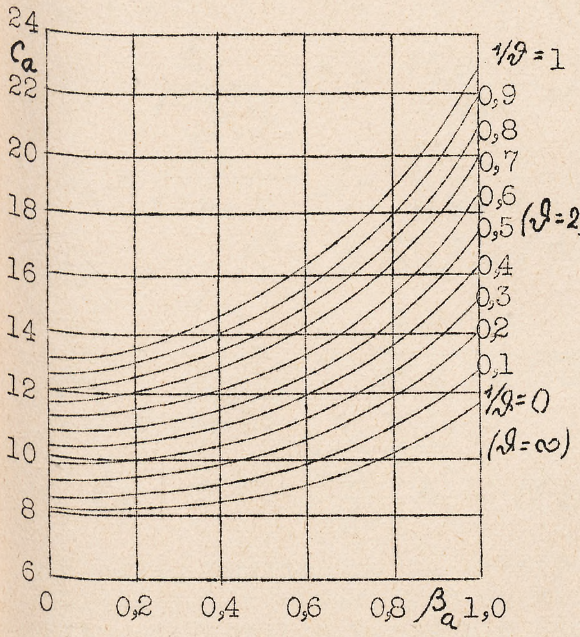
$$t_{kr} = c_a \frac{\sqrt[4]{D_1 D_2}}{(b/2)^2}$$

$1/\vartheta$ Występujący w powyższym wzorze spółczynnik c_a [5] zależy od β_a i od $1/\vartheta$ i może zostać odczytany z wykresu rys.3.

Jeśli $1/\vartheta > 1$ czyli $\vartheta < 1$ wówczas oblicza się

$$\beta_b = \frac{b}{a}\sqrt{\frac{D_3}{D_2}}$$

i określa na tej podstawie obciążenie ścinające,wywołujące sfałdowanie:



Rys. 3.

$$t_{kr} = c_b \frac{\sqrt{D_2 D_3}}{(b/2)^2}$$

Sposób wyznaczenia spółczynnika c_b jest podany w rozdziale IV dzieła p.t. "Über das Ausbeulen von Recht - eckigen,isotropen oder orthogonal-anisotropen Platten bei Schubbeanspru - chung/ ogłoszone w Ingenieur-Archiv 1933/".

Płyty z równomiernie rozłożonemi usztywnieniami mogą być rozpatrywane jako jednorodnie ortotropowe pod warunkiem aby usztywnienia nie były zbyt rzadko rozstawione. Jako sztywności $/EJ/_x$,$/EJ/_y$ oraz $4/GJ/_{xy}$ winny być wówczas przyjęte wartości średnie.Sposób obliczenia tych sztywności dla blach falistych jest podany w 230 sprawozdaniu DVL p.t."Schubknickversuche mit Wellblechtafeln". [6]

Przykłady liczbowe.

P ł y t a i z o t r o p o w a.

1 przykład. Płyta duralowa,0,2 mm grubości, E = $7,5.10^5$ kg/cm^2, ν = 0,25

a/. Wymiary płyty: Długość 45 cm,szerokość 15 cm

$$D = \frac{E\delta^3}{12(1-\nu^2)} = \frac{7,5.10^5.0,02^3}{12/1 - 0,25^2/} = 0,533 \text{ kg/cm}$$

dla β = b/a = 15/45 = 0,333 wynika z tablicy rys.2: c_a = 14,3

W ten sposób obciążenie ścinające wywołujące sfałdowanie wyniesie

$$t_{kr} = c_a \frac{D}{(b/2)^2} = 14,3.\frac{0,533}{7,5^2} = 0,136 \text{ kg/cm}$$

b/ To samo obliczenie przeprowadzone dla płyty kwadratowej o bokach a = b = 15 cm $/\beta = 1/$, dla której c_a = 23,0

5/ W wykresie tym przyjęto za parametr odwrotność ϑ zamiast samego ϑ aby umożliwić prostolinijną interpolację dla dowolnych wartości ϑ $/1 \leq \vartheta \leq \infty/$. Krzywe te zostały wyznaczone zapomocą przybliżonej metody przyczem wyznaczone na ich podstawie wartości c_a nie odbiegają prawie od istotnych jeszcze w pierwszym znaku po przecinku.

6/ DVL-Jahrbuch 1931, str.233/245.

$$t_{kr} = 230 \frac{0,533}{7,5^2} = 0,218 \text{ kg/cm}$$

P ł y t a   o r t o t r o p o w a.

2 przykład. Płyta sklejkowa, 2 mm grubości. Spółczynnik sprężystości podłużnej 7/ w kierunku włókien / warstw zewnętrznych/ wynosi 150000kg/cm^2 odpowiadająca mu liczba Poissona 0,4, zaś te same wartości brane w kierunku prostopadłym, t.zn. w kierunku włókien warstwy środkowej, wynoszą 15000 kg/cm^2 i 0,04. Spółczynnik sprężystości poprzecznej G=10000kg/cm^2.
a/. Wymiary płyty: 40 cm X 60 cm; włókna równoległe do boku krótszego.

$$J = \delta^3/12 = 0,2^3/12 = 0,667 \cdot 10^{-3} \text{ cm}^3$$

$$D_1 = \frac{E_x}{1-\nu_x\nu_y} J = \frac{15000}{0,984} J = 15250 J \text{ kg/cm}^2$$

$$D_2 = \frac{E_y}{1-\nu_x\nu_y} J = \frac{150000}{0,984} J = 152500 J \text{ kg/cm}^2 = 10 D_1$$

$$D_3 = \nu_y D_1 + 2GJ = (6100 + 2 \cdot 10000) J = 26100 J \text{ kg/cm}^2$$

$$\frac{1}{\vartheta} = \frac{D_3}{\sqrt{D_1 D_2}} = \frac{26100}{15250\sqrt{10}} = 0,54, \quad \beta_a = \frac{b}{a}\sqrt[4]{\frac{D_1}{D_2}} = \frac{40}{60} \cdot \frac{1}{\sqrt[4]{10}} = 0,375$$

Według rys.3: $c_a = 11,8$

$$t_{kr} = c_a \frac{\sqrt[4]{D_1 D_2^3}}{(b/2)^2} = 11,8 \frac{15250\sqrt[4]{10^3}}{20^2} \cdot 0,667 \cdot 10^{-3} = 1,69 \text{ kg/cm}$$

b/. Płytę podzielono na cztery równe części zapomocą trzech listw usztywniających równoległych do krótszego boku. Listwy te są tak sztywne, że przy sfałdowaniu płyty nie wyginają się z pierwotnie zajmowanego w płaszczyźnie płyty położenia. Płyta jest swobodnie podparta zarówno na podporach brzegowych jak i na listwach. Kierunek włókien jest równoległy do krótszego boku.

$$\frac{1}{\vartheta} = 0,54 \text{ (bez zmiany)} \qquad \beta_a = \frac{15}{40}\sqrt[4]{10} = 0,667$$

Według rys.3: $c_a = 13,5$

$$t_{kr} = 13,5 \cdot \frac{15250\sqrt[4]{10}}{7,5^2} \cdot 0,667 \cdot 10^{-3} = 4,35 \text{ kg/cm}$$

Jak widać, listwy podwyższyły obciążenie szukane 2,6-krotnie.
c/. To samo, co pod a/ jednak kierunek włókien równoległy do dłuższego boku.

Gdyby w miejsce E_x i D_1 wziąć E_y i D_2 i odwrotnie, wówczas byłoby $\beta_a > 1$. Wobec tego należy wziąć

$$\beta_a = \frac{60}{40} \frac{1}{\sqrt[4]{10}} = 0,842$$

Według rys.3 odpowiada temu $c_a = 15,4$

7/ Spółczynniki sprężystości winny być właściwie wyznaczone zapomocą prób na zginanie i skręcanie. Dane do rachunkowego określenia tych spółczynników podaje praca: Hertel, Die Schubmoduln von Furnier und Sperrholz, DVL-Jahrbuch 1932, str. III 43/52.

$$t_{kr} = 15{,}4\ \frac{15250\sqrt[4]{10^3}}{30^2} \cdot 0{,}667 \cdot 10^{-3} = 0{,}98\ kg/cm$$

Zmiana kierunku włókien pociągnęła za sobą spadek badanego obciążenia o 42%.

d/ To samo co pod b/, jednak kierunek włókien równoległy do boku 60 cm

$$\beta_a = \frac{15}{40}\frac{1}{\sqrt[4]{10}} = 0{,}21,\quad C_a = 11{,}3,\quad t_{kr} = 11{,}3\ \frac{15250\sqrt[4]{10^3}}{7{,}5^2} \cdot 0{,}667 \cdot 10^{-3} = 11{,}5\ kg/cm$$

Listwy podwyższyły obciążenie krytyczne 11,7-krotnie, w porównaniu zaś do przykładu b/ - 2,6-krotnie.

3 przykład. Kwadratowa płyta z falistej blachy duralowej, a = b = 90 cm, spółczynnik sprężystości podłużnej E = 750000 kg/cm² liczba Poissona ν = 0,25; przekrój blachy: 2l = 3,0 cm/długość fali/, 2f = 0,915 cm /wysokość fali/. Grubość blachy 0,039 cm. Z wzorów podanych w sprawozdaniu 230 DVL/tablica 2 i wykresy 5 i 6/ wynika

$$D_1 = 3{,}27\ kg/cm \qquad D_2 = 3790\ kg/cm \qquad D_3 = 3{,}585\ kg/cm$$

$$\vartheta = \frac{\sqrt{3{,}27 \cdot 3790}}{3{,}585} = 31{,}1\ ; \qquad \frac{1}{\vartheta} = 0{,}032$$

$$\beta_a = \frac{90}{90}\sqrt[4]{\frac{3{,}27}{3790}} = 0{,}171,\quad C_a = 8{,}3;\ t_{kr} = 8{,}3\ \frac{\sqrt[4]{3{,}27 \cdot 3790^3}}{45^2} = 2{,}7\ kg/cm$$

Jakkolwiek chodzi tu o płytę kwadratową, spółczynnik c_a jest tylko o 2% większy od liczby 8,125, będącej odpowiednią wartością dla płyty ortotropowej nieskończenie długiej.

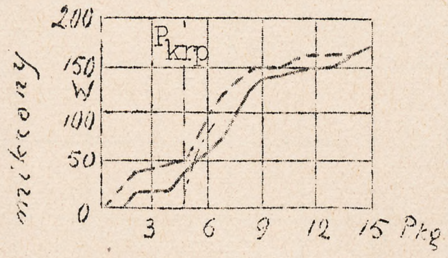
Wyniki doświadczeń.

Z inicjatywy i przy współpracy prof. Reissnera przeprowadzono próby z płytami, poddanemi ścinaniu, przyczem starano się zachować warunki, dla których powyższa teorja została wyprowadzona. Badane blachy duralowe /badano również nowe srebro, celuloid, cynę/ były obustronnie przytrzymane między podporami wykonanemi w kształcie ostrzy i tworzącemi prostokąt o jednym boku równym 15 cm drugim zaś o długości jedno-dwu-, lub trzykrotnie większej. Badana blacha wystawała poza linję podpór w przybliżeniu o 15 mm z każdej strony. W odległości 5 mm na zewnątrz od podpór umieszczono równolegle do nich cztery pręty, połączone między sobą przegubowo zapomocą czterech sworzni i zaopatrzone w odstępach 14 mm w kołki, zaczepiające o jednakowo rozmieszczone otwory badanych blach. Pozostające w stanie równowagi zewnętrznej siły były przykładane do dwóch sworzni, położonych na jednej przekątnej czworoboku, wskutek czego płyta podlegała obciążeniu, uprzednio opisanemu. Aby umożliwić niejednakowe wszędzie odkształcanie się płyty w kierunku prostopadłym do podpór, otwory dla kołków posiadały kształt podłużny.

Do pomiarów sfałdowania służył czujnik Zeissa w ten sposób przekształcony, że ostrze pomiarowe i wskazówka zatrzymywały się w każdem nadanem im położeniu, a przy lekkiem stukaniu w czujnik przesuwały się w kierunku zgodnym z działaniem sprężyny czujnika. Aby to osiągnąć trzeba było zrównoważyć nacisk wytwarzany przez tę sprężynę, usuwając w ten sposób niepotrzebne ciśnienie dodatkowe, działające na badaną blachę. Przed dokonaniem odczytu ustawiano ostrze czujnika w pewnej odległości od blachy i przez lekkie stukanie doprowadzano je do zetknięcia z blachą. W momencie tym następowało zamknięcie specjalnego obwodu elektrycznego, wywołujące przesunięcie galwanometru.

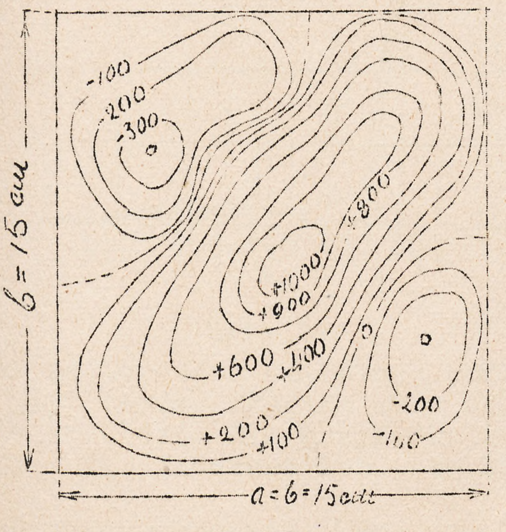
Dla przedstawienia wyników prób badano przesunięcie się tego punktu płyty, w którym można się było spodziewać największego odkształcenia, w zależności od obciążenia i układano z tych wielkości wykres. Ponadto dla każdego obciążenia próbnego, przekraczającego zazwyczaj wartość krytyczną wyznaczano miejsca jednakowo ugięte i zestawiano w ten sposób warstwicowy obraz ugięcia płyty w porównaniu do ugięcia występującego przy obciążeniu mniejszem, równem zeru, lub bardzo niewielkiem.

Przebieg krzywej ugięcia w zależności od obciążenia musiałby teoretycznie odpowiadać kreskowanej części wykresu rys.4, podającego ugięcie środka duralowej płyty 15cmx15cmx0,2mm przy obciążeniu P, działającem w kierunku przekątnej, rosnącem i malejącem. Znaczy to, że do chwili osiągnięcia obciążenia krytycznego sfałdowanie nie daje się zauważyć, z tą chwilą zaś nagle się ujawnia i zaczyna wzrastać i tem się tłomaczy prostopadły do osi odciętych początek krzywej teoretycznej. Wszystkie przeprowadzone próby dały wyniki niezgodne z tem, a również pomierzone ugięcia płyt, jak np. na rys.5 tyczącym się płyty 0,3 mm grubości, obciążonej siłą P = 50 kg /3,2 Pkrf/, okazały się sprzeczne z teorją 8/. Pochodzi to stąd, że nie udało się spełnić w praktyce tych założeń, dla których teoretyczne obliczenia zostały wykonane. Należy się również obawiać wpływu niedających się nigdy uniknąć początkowych nierówności powierzchni badanych płyt.



Rys.4.

Badaniami zostały również objęte blachy faliste, posiadające charakter płyt ortotropowych. Parę takich prób opisano w 230 sprawozdaniu DVL. Przy próbach tych przeprowadzonych w związku z teoretycznem badaniem nieskończenie długiej płyty ortotropowej znaleziono wartość pomiędzy 0,034 i 0,072. Przebieg wykresu rys.3 dowodzi, że dla tak niewielkich wartości można przyjąć wartość c_a jak dla = 0, t.zn. dla płyty nieskończenie długiej. Do tego samego wniosku doprowadziło wówczas w sposób nie tak przejrzysty inne proste rozumowanie. Z drugiej strony brzegi blach falistych były zamocowane prawie całkowicie sztywno, t.zn. niezgodnie z założeniami, przyjętemi w niniejszej pracy.

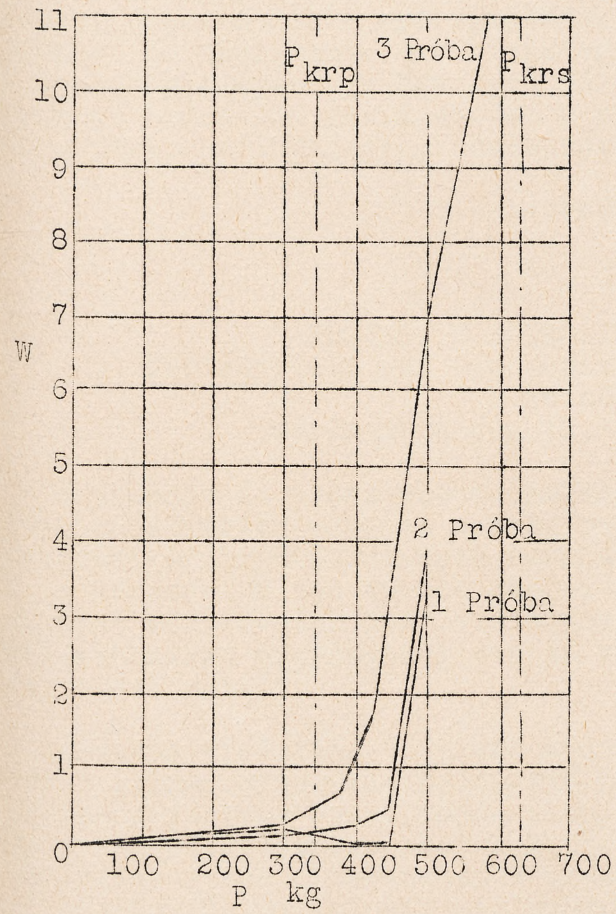


Rys.5.

Inaczej niż przy poprzednich próbach, zostały zamocowane blachy faliste duralowe o powierzchni kwadratowej - 90cm x 90cm, pojedyncze oraz podwójne. Próbne sztuki składały się z trzech części, razem znitowanych, i posiadały wszędzie jednakowy przekrój, jeżeli nie brać pod uwagę odchyleń, dających się stwierdzić tylko przy dokładnych pomiarach. Badana całość była ograniczona czterema rurami duralowemi, do których przynitowano obustronnie po jednej blasze. Celem równomierniejszego przeniesienia obciążenia z rur na blachy, wypadkowe siły, działające na rury były przyczepione do ich środków zamiast do końców, co byłoby łatwiejsze do przeprowadzenia konstrukcyjnie.

8/ Teoretyczny kształt powierzchni sfałdowania płyt został podany w wymienionej uprzednio pracy Bergmanna i Reissnera /rys.4a do 6b/. Można dowieść obliczeniem, że linje węzłowe /w = 0/ muszą posiadać w miejscu przecięcia z krawędziami płyty styczne prostopadłe do tych krawędzi.

przy
Przez nitowanie blach osiąga się zamocowanie sprężyste wywołujące wzrost krytycznego obciążenia ścinającego. Przy próbach podlegały pomiarom ugięcia poszczególnych punktów linji środkowej,przebiegającejprostopadle do kierunku fal. Podczas gdy dla przeważającej ilości punktów stwierdzono, że ugięcie zaczynało się ukazywać od chwili pierwszego obciążenia i potem stopniowo wzrastało, to dla jednego z nich przebieg krzywej ugięć w zależności od obciążenia odpowiadał dokładnie przebiegowi teoretycznemu. Jest to przedstawione na rys.6 podającym ugięcie blachy obliczonej w 3 przykładzie liczbowym. Krytyczne obciążenie musi się znajdować między wartościami otrzymanemi dla swobodnego podparcia i dla zamocowania sztywnego /P_{krp} i P_{krs}/. Wartość obciążenia krytycznego podana na rys.6 dla zamocowania sztywnego /P_{krs}/ odpowiada płycie nieskończenie długiej jednak bardzo niewiele odbiega w dół od obciążenia dla płyty badanej, dla której $\beta_a = 0{,}171$. Przy pierwszej próbie nie stwierdzono widocznego sfałdowania aż do chwili osiągnięcia obciążenia krytycznego. Obciążenie to leży w zakresie wyznaczonym przez elastyczne zamocowanie brzegów płyty. Po zdjęciu obciążenia stwierdzono obecność niewielkich odkształceń trwałych,które jak się potem okazało,powodują zmianę przebiegu krzywych przy powtórnem obciążeniu, dającą się przewidzieć na podstawie teorji. Przy trzeciej próbie zmiana przebiegu krzywej okazała się jeszcze większa. Pęknięcie blach nastąpiło dopiero wtedy, gdy obciążenie przekroczyło 2,3-krotnie wartość krytyczną,wyznaczoną na podstawie krzywych.



Rys. 6.

Zestawienie i wskazanie na praktyczną wartość wyników.

Powyżej zostały podane wzory dla obliczenia krytycznego obciążenia ścinającego dla płyty prostokątnej izotropowej lub ortotropowej, swobodnie podpartej przy brzegach wyprowadzone na podstawie metody przybliżonej.Dokładność ich może być uznana za wystarczającą w praktyce,gdzie podparcie i kształt płyty,zgodne z założeniami nigdy nie zachodzą. Próby wykazały,że dla płyt bardzo cienkich pierwotnie odkształcenia powierzchni zmieniają chwilę pojawienia się pierwszych sfałdowań. Dla płyt bardzo długich może zostać również uwzględnione sztywne zamocowanie krawędzi. Dla przypadku tego zostały podane wzory we wcześniejszej pracy /DVL- Jahrbuch 1930,str.237/.

Przy wyrokowaniu o wytrzymałości płyty, podlegającej ścinaniu,należy w zależności od stosunku jej grubości do szerokości odróżnić następujące trzy wypadki:

1. Płyta jest tak gruba,że przekroczenie wytrzymałości na ścinanie doprowadza do jej pęknięcia mimo,że powierzchnia płyty pozostaje nadal płaska.
2. Dla płyty cieńszej obciążenia ścinające aż do chwili osiągnięcia wartości krytycznej są niewielkie.Wskutek ukazania się wywołanych przez nie sfałdowań zaczynają się pojawiać dodatkowe obciążenia zginające,które szybko wzrastają i mogą doprowadzić po przekroczeniu obciążenia krytycznego do pęknięcia płyty.W tym wypadku obcią-

żenie krytyczne posiada duże znaczenie dla wytrzymałości płyty.

3. Dla płyt jeszcze cieńszych, często napotykanych w budowie płatowców, dodatkowo występujące naprężenia zginające posiadają niewielką wartość i pozostają poniżej granicy płynności /pominąwszy lokalne przekroczenia/, wskutek czego pęknięcie następuje po ukształtowaniu się Wagnerówskich pól ciągnień przekątnych wskutek przekroczenia wytrzymałości na rozciąganie. Sprężyste odkształcenia występujące przed osiągnięciem obciążenia krytycznego są tu większe niż poprzednio. Dla określenia wytrzymałości takiej płyty nie posiada obciążenie krytyczne znaczenia.

Między wypadkami 2 i 3 nie da się przeprowadzić ścisłej granicy. W analogji do prętów ściskanych osiowo można tu wprowadzić następujące porównania. Wypadek 2 odpowiada prawidłowemu wyboczeniu według Eulera, podczas gdy odpowiednikiem wypadku 1 będzie krótki słupek, pękający wskutek przekroczenia wytrzymałości na ściskanie zaś wypadek 3 da się porównać do obciążenia tak cienkiego pręta, że nawet zetknięcie się jego końców nie wywołuje trwałych odkształceń. Ostatni wypadek, bez praktycznego znaczenia jeśli chodzi o pręty posiada dużą wagę przy rozpatrywaniu płyt, podlegających obciązeniom ścinającym.

---oooOooo---

POSTEPY W DZIEDZINIE LEKKICH STOPÓW

Fortschritte auf dem Gebiete der Leichtmetall-Legierungen

O.Keinert

Werkstattstechnik, 1.März 1933

W dążeniu do rozszerzenia zakresu zastosowania lekkich stopów poczyniono w ostatnich czasach szereg postępów. Prace szły obok polepszania własności wytrzymałościowych zasadniczo w kierunku zwiększenia odporności na korozję. W ten sposób częściowo powstały nowe stopy, częściowo polepszono właściwości już istniejących, ponadto zaś wprowadzone zabiegi powierzchniowe przyczyniły się do zwiększenia mechanicznej i chemicznej odporności metali.

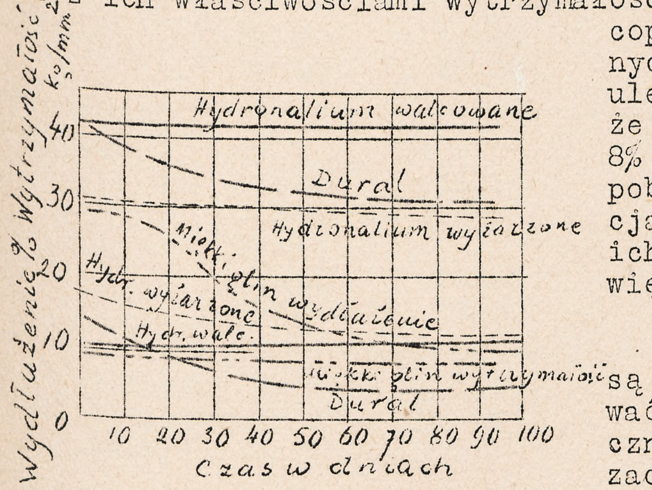
Oddawna wiedziano, że miedź wpływa ujemnie na odporność na korozję stopów glinu, dającą się polepszyć przez dodanie magnezu. W ten sposób stworzono jeszcze przed wojną stopy pod nazwą "Magnalium". Nie znalazły one zrazu praktycznego zastosowania, gdyż nie znano sposobu usunięcia z ciekłego stopu, a zwłaszcza z dodawanego magnezu nieczystości, niedopuszczających do ujawnienia się spodziewanych zalet. Wprowadzenie elektronu oddziałało w kierunku usunięcia powyższych przeszkód, wskazało bowiem na sposoby otrzymania stopionego magnezu wolnego od zanieczyszczeń i pozbycia się szkodliwych domieszek w stopach Magnalium, otrzymywanych w większej ilości. Po dłuższych próbach ukazały się na rynku pod nazwą "Hydronalium" stopy, zawierające poza magnezem niewielkie ilości manganu i odznaczające się nietylko dużą odpornością na korozję przy zetknięciu z morską wodą, ale i wybitnemi własnościami wytrzymałościowemi.

Rys.1 obrazuje /według badań Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt/ spadek wytrzymałości i wydłużenia różnych lekkich stopów poddanych działaniu 3 % roztworu soli kuchennej i wyraźnie wskazuje na wyższość Hydronalium.

Rys.2 podaje wyniki zetknięcia stopów glinowych z 5% roztworem sody, działającej silnie na glin. Jak widać, dodatek magnezu przyczynia się do powiększenia odporności tych stopów, przyczem powiększenie to daje się najlepiej zauważyć przy przejściu od 6 do 8%. Stopień zaatakowania powierzchni był każdorazowo oceniany po ilości uchodzącego w określonym czasie wodoru. Za wyjątkiem specjalnej odmiany zawierającej 5% magnezu,

znajduje się Hydronalium o zawartości 7 do 10% magnezu w strefie stopów o dużej odporności na korozję. Dotychczas posiadane doświadczenie na częściach wodnopłatowców, zanurzonych w wodzie, które nie uległy żadnym zmianom, mimo, że nie posiadały żadnego zabezpieczenia powierzchniowego, popierają w całej rozciągłości opinję powyżej wyrażoną o tym metalu.

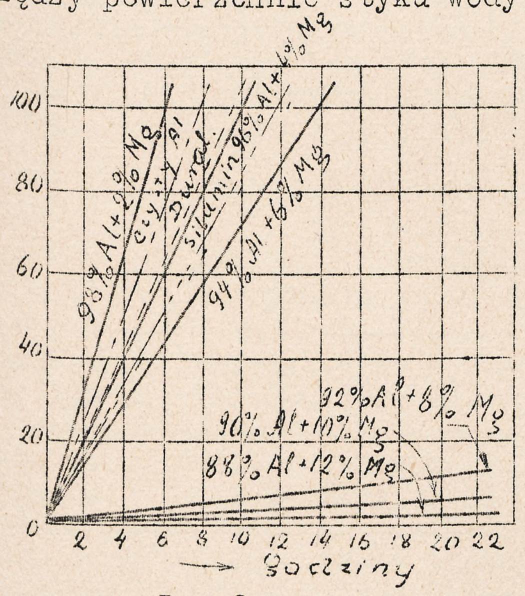
Tablica I podaje zestawienie dziś istniejących stopów "Hydronalium" wraz z ich właściwościami wytrzymałościowemi. Wartości te nie dorównują coprawda odpowiednim cyfrom dla innych stopów glinowych, dających się ulepszyć cieplnie ; zważywszy jednak że Hydronalium jest przeciętnie o 8% lżejsze od tych stopów, można zapobiec nadmiernemu obciążeniu specjalnie narażonych przekrojów przez ich zwiększenie bez nadmiernego powiększenia ciężaru części.



Rys. 1.

Dalszemi zaletami Hydronalium są łatwość, z jaką daje się ono spawać zarówno autogenem jak i elektrycznie i doskonała obrabialność przy zachowaniu narzędzi i kątów skrawania, obowiązujących dla glinu.

Zrozumiałem jest, że należy zapobiegać stykaniu się Hydronalium z innemi materjałami, a zwłaszcza mosiądzem jeśli istnieje możność dostępu między powierzchnie styku wody mogącej spowodować korozję elektrolityczną. W tym wypadku mogą być używane sposoby, dotychczas wypróbowane /np. izolowanie warstwami laku, wkładki z nasyconej tkaniny, kadmowanie powierzchni ciężkiego metalu/. Utarło się zabezpieczanie występujących w takich połączeniach części żelaznych i stalowych zapomocą zabiegu atramentowego/atramentverfahren.



Rys. 2.

Stopy opisane dały początek nowemu kierunkowi rozwoju lekkich stopów i spotkały się wszędzie z wielkiem zainteresowaniem. Do tej samej kategorji należą niemieckie stopy BSS i Duranalium.

Dla uodpornienia przeciwko korozji stopów glinu z miedzią, dających się ulepszyć cieplnie wprowadzono pod nazwami Allautal i Albondur stopy, posiadające warstwy ochronne z czystego glinu, nałożonego na gorąco i posiadającego przy mniejszej wytrzymałości od metalu podstawowego /Lautal, Bondur/ większą odporność na korozję. Rozszerza to zakres zastosowań stopów glinu z miedzią, podlegających obróbce cieplnej.

Znane obecnie lekkie stopy podlegają dalszemu udoskonalaniu. Poza normalnym Siluminem naprzykład, zawierającym 13% krzemu i resztę glinu został wprowadzony Silumin z dodatkiem miedzi /12 % Si 0,8% Cu, 0,3% Mn/, posiadający większą twardość i trwałą wytrzymałość oraz Silumin, dający się ulepszyć cieplnie /12% Si, 0,3% Mg, 0,45% Mn/, znany w stanie surowym, odpuszczonym względnie uszlachetnionym pod nazwami Silumin Beta, Silumin Gamma odpuszczony względnie Silumin Gamma uszlachetniony. Tablica II podaje własności tych stopów i uwidacznia postęp, dokonany na tem polu, okupiony jednak zmniejszeniem wydłużenia.

Tablica I. Wytrzymałość stopów typu "Hydronalium"

Sposób otrzymania	Oznaczenie stopu	Granica płynności /0,2/	Wytrzym. na rozer.	Wydłuż.	Twardość Brinella	Trwała wytrzym. na gięcie
Prasowanie	Hy 5	9-10	23-25	16-22	55-60	13-14
	Hy 7	15-18	31-35	16-22	70-75	13-14
	Hy 9	16-19	36-40	16-22	80-85	13-14
Kucie	Hy 8	16-18	35-38	16-22	75-80	11-12
	Hy 10	20-24	38-44	12-18	90-95	11-12
Blacha	Hy 7					
	miękki	15-18	31-36	16-22		
	półtwardy	20-25	35-40	8-14		
	Hy 9					
	miękki	20-22	36-40	16-20		
	półtwardy	27-30	40-45	7-12		
Odl.piaskowy	Hy"S"	9,5-10,5	17-19	3-5	około 60	około 6
Odl.kokilowy	Hy 9	12-15	23-26	6-12	70-80	około 7
Odl.natrysk.	Hy 9		20-22	około 1,5		

Duże udoskonalenia zostały również dokonane na polu wytwarzania elektronu, stopu o zawartości 90% i więcej magnezu, którego główną wadą jest mała odporność na korozję; przyczyny tego należało dotychczas szukać w niemetalicznych zanieczyszczeniach, których nie umiano usuwać. Dzięki wprowadzeniu specjalnego procesu oczyszczającego udało się usunąć te domieszki i podwyższyć tem samem odporność elektronu. Trawienie części elektronowych w roztworze kwasu saletrowego i dwuchromianu potasowego umożliwia bardzo szerokie zastosowanie elektronu w praktyce.

Tablica II. Wytrzymałość stopów typu "Silumin".

Rodzaj stopu	Sposób otrzymania	Gr.płynności/0,2/	Wytrzym. na rozerw.	Wydłuż.	Twardość Brinella	Trwała wytrz. na gięc.
Silumin zwykły 13% Si	Odl.piaskowy	8,5-9	17-20	4-8	55-60	4,5
	Odl.kokilowy	12-13	23-25	3-5	70-75	8
Silumin beta po odlaniu	odl.piaskowy	9-10,5	17-20	2-5	55-65	5,5
	Odl.kokilowy	13-15	23-25	2-3	75-85	9
Silumin gamma odpuszczony	Odl.piaskowy	11-15	19-22	4-1	65-75	6,5
	Odl.kokilowy	15-22	25-28	3-1	80-95	10
Silumin gamma uszlachetniony	Odl.piaskowy	18-25	25-29	4-0,5	80-100	8,5
	Odl.kokilowy	20-28	26-32	1,5-0,5	85-110	11

Próby przeprowadzone przez firmę Telefunken w Rio de Janeiro na próbkach wystawionych w przeciągu 1,5 roku na działanie wilgotnego powietrza w bliskości wybrzeża morskiego wykazały znaczną odporność na korozję nietylko blach elektronowych uodpornionych w roztworze chromowym ale i pozbawionych tej ochrony. Metal ten nie nadaje się do użytku tylko dla części, stykających się bezpośrednio z morską wodą, które winny być wykonane z jednego z wyżej wymienionych stopów glinu i magnezu.

Z tablicy III wynika, że własności wytrzymałościowe elektronu dadzą się wybitnie poprawić przez obróbkę cieplną. Zarówno wartości podane w tej tablicy jak i dane II zostały zmierzone na specjalnie odlanych próbkach. Odpowiednie cyfry dla odlewów poddanych obróbce cieplnej są jesz-

cze przedmiotem badań. Obróbka cieplna części elektronowych jest niezawsze konieczna,gdyż nawet niepoddawane jej racjonalnie zaprojektowane odlewy doskonale pracują dzięki wysokim granicom płynności i zmęczenia. Zresztą dzięki oszczędności na ciężarze,sięgającej 35%, można zwiększyć niebezpieczne przekroje przy zachowaniu konstrukcji lżejszej,niż przy użyciu glinu.

Istnieje stop elektronowy,dający się kuć,z którego są otrzymywane śmigła i inne części.

Na zakończenie autor podaje parę nowoczesnych zabiegów powierzchniowych chemicznych i elektrochemicznych. Zabieg M.B.V./Modifiziertes Bauer-Vogel Verfahren,Erftwerk A.G.,Grevenbroich/ przewiduje zanurzenie części glinowej na 3 do 5 minut do kąpieli,zawierającej 5% sody kalcynowej i 1,5% dwuchromianu sodu o temperaturze 90 do 100°C. Kąpiel ta doprowadza do wytworzenia się na powierzchni części szarozielonej powłoki odpornej po wysuszeniu na działanie wody morskiej i roztworu soli w wodzie,alkoholu czystego i zmieszanego z wodą,roztworu mydła i szeregu innych czynników podczas gdy kwasy i zasady ją naruszają.Stosowanie tego zabiegu jest dość ograniczone albowiem jest on mało odporny na działanie mechaniczne i nadaje się tylko do czystego glinu i jego stopów, niezawierających miedzi.

Znacznie większe znaczenie posiada zabieg Eloxal /elektrisch oxydiertes Aluminium,Vereinigte Aluminium-Werke/,wytwarzający na powierzchni warstwę ochronną,zapobiegającą korozji i odznaczającą się znaczną twardością i elektrycznemi własnościami izolacyjnemi. Jako kąpieli używa się tu roztworów kwasów oxalowego i chromowego,zaś zanurzone w niej części grają rolę elektrod. Główną zaletą zabiegu jest możność regulowania twardości,sprężystości,grubości i t.d. warstwy ochronnej przez zmienianie rodzaju prądu /stały lub zmienny/ i jego napięcia oraz natężenia.Jeśli warstwa służy wyłącznie jako ochrona przed korozją, wówczas wskazane jest nasycenie jej,najlepiej lakiem bakelitowym. Zabieg ten znajduje szerokie zastosowanie w elektrotechnice /jako izolacja drutów glinowych/,pozatem służy do otrzymania powierzchni odpornych na zużycie i do osiągnięcia pewnych działań cieplnych /warstwa jest odporna na wysokie temperatury i zależnie od życzenia może posiadać wybitne własności promieniujące lub wstrzymujące promieniowanie/. Eloksyzacja nie nadaje się do stopów glinu z miedzią i innemi metalami ciężkiemi,podczas gdy do pewnego maximum zawartość magnezu nie stoi jej na przeszkodzie ; zabiegowi temu mogą być poddane stopy Hydronalium.

Na podobnych podstawach jest oparty zabieg S.E.O. /Siemens-Elektro-Osmose,Siemens-Halske A.G./, przy którym skład elektrolitu może ulegać zmianom. Pozwala on na takie same stopniowanie własności warstwy ochronnej jak poprzednio.

Dla osiągnięcia znacznej odporności na zużycie części glinowych można natryskiwać potrzebne powierzchnie innym metalem według zabiegu Schoopa /Metallspritzverfahren,Metallisator Berlin A.G./.Ostatnio dokonane próby natryskiwania powierzchni cylindrów i tłoków glinowych żelazem zdają się wiele obiecywać.

W podobny sposób można natryskiwać czysty glin na powierzchnie części glinowych zawierających miedź /Sonderverfahren für Spritzplattierung: Dürener Metallwerke/ dla zwiększenia ich odporności na korozję. Zaletą tego zabiegu jest to,że może on być przeprowadzony po wykończeniu części,wobec czego natrysnięty glin pokrywa również główki nitów,ostre krawędzie i t.p.

Dane dotyczące metali występujących w powyższym artykule.

Hydronalium i Elektronmetall:I.G.Farbenindustrie,Bitterfeld.
B.S.S./ Bonner Seewasser Spezial/,Allatal,Albondur,Lautal,Bondur:

Vereinigte Leichtmetallwerke,Bonn a.Rh. Bondur jest to stop glinu z miedzią,dający się ulepszyć cieplnie,który się ukazał na rynku w 1932 r. po wygaśnięciu patentu na Duralumin,podobnie jak stop Aludur i Ulminium.

Duranalium: Dürener Metallwerke, Düren.
Silumin: Metallgeselschaft,Frankfurt a.M.

DOBÒR METALOWYCH ŚMIGIEŁ.
Podbor metalliczeskich wintow.
B.N.Jegorow.
Tiechnika Wozdusznogo fłota Nr.3. 1933.

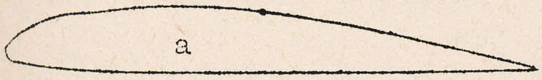
Treść: Artykuł niniejszy podaje materjał dla doboru metalowych śmigieł do samolotów,na podstawie danych amerykańskich doświadczeń,przeprowadzonych w tunelu aerodynamicznym o średnicy 6,1 m /20 stóp/.

Doświadczenia te wskazują,że śmigła pracujące na dużych szybkościach obwodowych należy stosować z wielką ostrożnością,ponieważ istnieje pewna szybkość krytyczna,po przekroczeniu której spółczynnik sprawności zaczyna gwałtownie spadać.

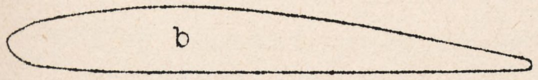
W artykule tym podano wykresy otrzymane podczas badania śmigieł przy różnych kątach natarcia /ustawieniach/ śmig w połączeniu z różnemi typami samolotów. Przy pomocy tych wykresów można dobierać śmigła do samolotów o kształtach zbliżonych,nie zapominając,jednakże,że na wykresach podano sprawność efektywną.

Artykuł niniejszy został napisany na podstawie amerykańskiej książki o obliczaniu śmigieł "Aircraft Propeller Design",F.E.Weick,1930, zawierającej dużo najnowszych materjałów -badań metalowych śmigieł w 6,1 m. tunelu aerodynamicznym NACA.

W artykule tym przytaczamy reprodukcje wykresów służących dla doboru śmigieł.



Rys.1a. Profil RAF-6



Rys.1 b. Profil Clark-Y.

Normalne amerykańskie metalowe śmigła /alluminium-alloy/ są używane z dwoma rodzinami profili: RAF-6 /angielskie/ oraz Clark-Y. Oba profile posiadają płaską dolną część,przyczem brzeg natarcia profilu Clark-Y jest więcej podniesiony w porównaniu z profilem RAF-6 /rys.1./. Badania tych profili wykazały,że charakterystyki ich różnią się b.nieznacznie ; tylko na dużych szybkościach profil Clark-Y ma większe maksimalne C_y,niż RAF-6.

Profile RAF-6 /patrz rys.1a/

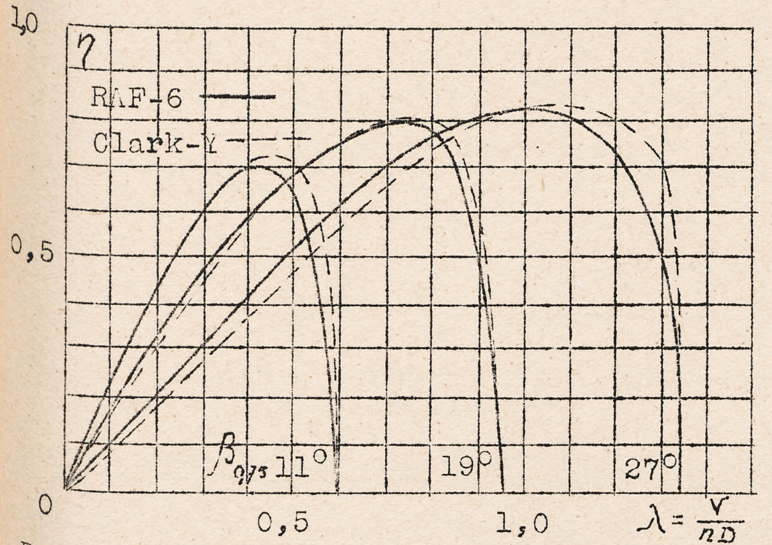
x%.	0	0,025	0,05	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
y%.	0,1	0,41	0,59	0,79	0,95	0,898	0,99	0,95	0,87	0,74	0,56	0,35	0,077

Profile Clarc-Y /patrz rys.1b/

x%.	0	0,025	0,05	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7
y_g%.	0,2992	0,549	0,6625	0,8055	0,957	0,995	0,983	0,928	0,829	0,6835
y_d%.	---	0,1281	0,0811	0,0384	0,0085	---	---	---	---	---

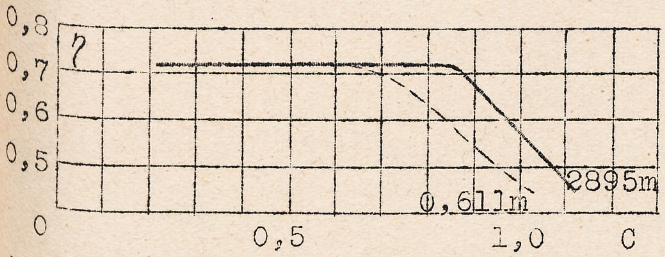
x%.	0,8	0,9	1,0
y_g%.	0,521	0,3375	0,0896
y_d%.	---	---	---

Na rys.2,przytaczamy dla porównania krzywe spółczynników sprawności śmigieł z profilami RAF-6 i Clark-Y, badanych w tunelu,przy stałej wzdłuż ramienia śmigi,grubości względnej dla obu śmigiełx/.Krzywe podano dla trzech kątów natarcia śmig przy 0,75 R dla obu śmigieł.Jak widać różnica między śmigłami jest niewielka ; śmigła z profilem Clark-Y przy dużych skokach tracą przy wznoszeniu, na małych zaś-zyskują na maksymalnym spółczynniku sprawności.



Rys.2.Porównanie spółcz.sprawn.śmigieł

Zarówno badania modeli, jak i śmigieł naturalnej wielkości,przy dużych szybkościach obwodowych końca śmigi,dochodzących do szybkości dźwięku w powietrzu, wskazują,że ze zwiększeniem szybkości obwodowej,spółczynniki α i β stopniowo wzrastają,zwiększając spółczynnik sprawności śmigła, lecz tylko do pewnej granicy,po przekroczeniu której α spada dość szybko,a β zwiększa się,a więc spółczynnik sprawności również gwałtownie spadaxx/Potwierdza się to badaniem profili śmigłowych przy dużych szybkościach xx/.Granica ta- szybkość krytyczna,- u modeli śmigieł wynosiła około 0,6 c /literą c oznaczamy szybkość dźwięku w powietrzu/,u śmigieł zaś naturalnej wielkości -około 0,9 c.



Rys.3.Porównanie spółczynników sprawn. modelu i śmigła naturalnej wielkosci przy dużych szybkościach obwodowych.

Na rys.3 podano krzywe spółczynników sprawności modelu o średnicy /2 stopy/ 0,6 m oraz śmigła o średnicy 2,9 m /9 st.6cal./ Jest rzeczą ciekawą,iż krzywe spółczynników sprawności,są prostemi zarówno przed,jak i po przekroczeniu szybkości krytycznej,zmieniając tylko swoje pochylenie. Pochylenie to jest większe u śmigła naturalnej wielkości,niż u modelu.

Zwróćmy również uwagę,że zmiana spółczynnika sprawności śmigła naturalnej wielkości jest przy szybkości krytycznej gwałtowna,podczas gdy krzywa modelu ma w tem miejscu przebieg łagodny.

Taka rozbieżność między wynikami badań modelu i śmigła naturalnej wielkości,mających jednakowe szybkości obwodowe końców,może być objaśniona tylko wpływem liczby Reynolds´a.

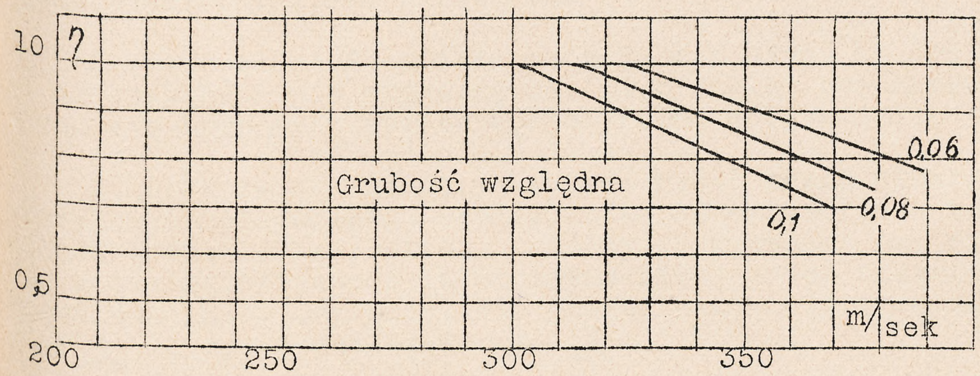
Następnym wynikiem wpływającym na pracę śmigła na dużych szybkościach obwodowych jest -grubość profilu.Śmigła z grubymi profilami pracują na dużych szybkościach obwodowych gorzej,niż z -cienkiemi.

x/Comparison of Full-Scale Propellers Having RAF-6 and Clark-Y Airfoil Sections,by Hugh B.Freeman,NACA T.R.375,1930

x/The Effects of Tip Speed on Airscrew Performance,by G.P.Douglas and R.Mc.Kinnon Wood,R & M 884,1923 ; Wind Tunnel Tests with High Tip Speed Aircrew,by G.P. Douglas and W.G.A. Perring R & M 1086, 1091,1123,1124, 1134,1174,1198 /1927 and 1928/.Full-Scale Tests on Thin Metal Propeller at various Tip Speed by Fred E.Weick,NACA T.R 302,1923.Full-Scale Tests of Metal Propellers at High Tip Speeds,by Donald H.Wood,NACA T.R.278,1930.

xx/Aerodynamic Characteristics of Airfoils at High Speeds,by L.J.Briggs,

Szybkość krytyczna, dla śmigieł o profilu grubym, następuje przy mniejszych szybkościach obwodowych, a także spadek spółczynnika sprawności po przekroczeniu tej szybkości jest bardziej gwałtowny, niż dla śmigieł o profilu cienkim. Na rys.4 podano krzywe spółczynników sprawności śmigieł o profilu Clark-Y dla różnych grubości względnych/0,06, 0,08, 0,10/. Z wykresów tych widać odrazu niedogodność śmigieł o grubym profilu. Tem tłomaczy się konieczność stosowania śmigieł metalowych, a nie drewnianych, jako gwarantujących zastosowanie cieńszych profili, a będących jednocześnie wytrzymalszemi przy większych ilościach obrotów silnika.



Rys.4 Porównanie śmigieł różnych grubości przy dużych szybkościach obwodowych.

Poprawkowy spółczynnik przy dużych szybkościach obwodowych końca śmigi.

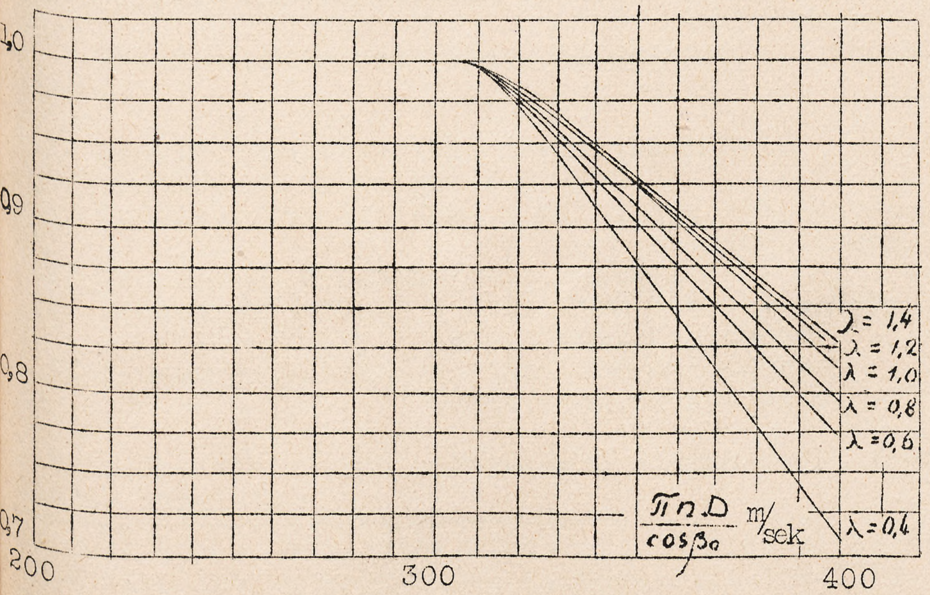
Opierając się na analizie wyników badania śmigieł, F.Weick, uważa, że maksymalny spółczynnik sprawności śmigła nie zmienia się co do wielkości ze zmianą szybkości obwodowej aż do szybkości krytycznej.

Ponieważ badania przeprowadzono ze śmigłami o małych skokach, więc otrzymanych wyników nie można bezpośrednio zastosować do śmigieł naturalnej wielkości. Przyjmując, że spółczynnik sprawności elementu śmigła wyraża się wzorem

$$\eta = \frac{tg\,\varphi}{tg(\varphi+\gamma)}$$

gdzie φ - kąt jaki tworzy szybkość bezwzględna z płaszczyzną obrotu śmigła, zaś $\gamma = D/L$ -wielkości odwrotne do doskonałości profilu, i obliczając wartości γ na podstawie doświadczeń ze śmigłami przy różnych szybkościach obwodowych, F.Weick otrzymuje wartości spółczynnika sprawności śmigła przy różnych skokach i różnych wartościach $\lambda = \frac{V}{n.D}$

Na rys.5 podano spółczynnik poprawkowy dla maksymalnych spółczynników sprawności śmigieł otrzymany w sposób wyżej podany. Spółczynnik poprawkowy podano dla różnych wartości $\frac{V}{nD}$ /od 0,4 do 1,2/ w zależności od $\frac{\pi n D}{\cos\beta_o}$, gdzie: n-ilość obr. na sek, D-średnica śmigła, β_o-kąt, określony wzorem $tg\beta_o = \frac{V}{\pi n D}$



Rys.5 Spółczynnik poprawkowy dla cienkich śmigieł.

G.F.Hull and H.L.Dryden NACA T.R.207, 1925.

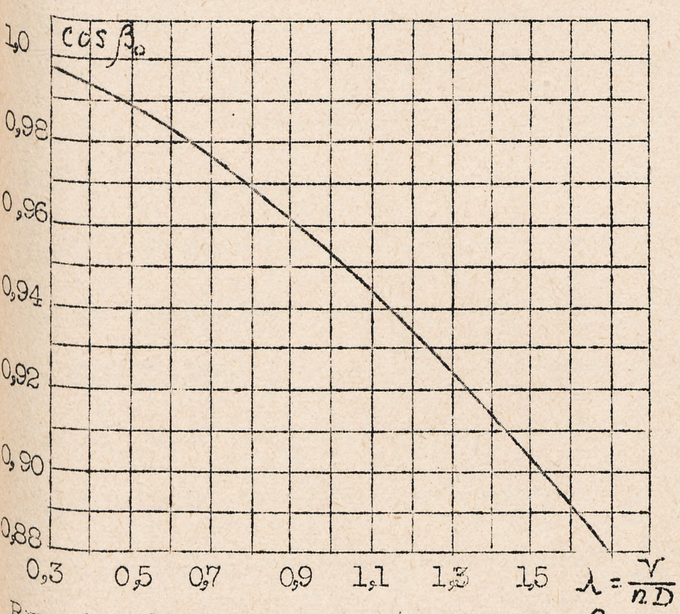
Na osi odciętych odłożono nie wprost szybkości obwodowe końca śmigi,lecz z poprawką na szybkość lotu V. Z rys.6 widać,że przy dużych wartościach λ ,poprawka ta jest dość znaczna.

Krzywe poprawkowe spółczynnika na rys.5 dały dostatecznie dobrą zgodność z wynikami doswiadczeń z czterema różnemi śmigłami o różnych średnicach,kształtach i skokach.

Z rys.5 widać,że śmigła pracują bez strat na spółczynniku sprawności do szybkości nie większej od 300 m/sek,po przekroczeniu której,zaczyna się dopiero spadek spółczynnika sprawności.

F.Weick zwraca uwagę,że wykres rys.5 można stosować nie tylko do określenia maksymalnego spółczynnika sprawności,ale również dla różnych stanów lotu. Ze swej strony uważamy,że wykresem tym należy posługiwać się z wielką ostrożnością,ponieważ nie jest on dostatecznie sprawdzony doświadczalnie. Aby umożliwić posługiwanie się rys. 5,należy znaleść $\cos\beta_0$ z rys.6 podług danego λ .

Wykres na rys.7,pochodząc z rys.5,podaje maksymalne wymiary średnie w zależności od obrotów śmigła dla różnych szybkości lotu,t.j. bez gwałtownych strat na spółczynniku sprawności z powodu dużych szybkości obwodowych.



Rys.6 Wykres dla określenia $\cos\beta_0$

Wykresy dla doboru śmigieł.

Normalne metalowe śmigło Nr. 4412 o średnicy 2,75 m /9stóp/ zbadano w 6,1 m /20 stóp/ tunelu aerodynamicznym w połączeniu z różnemi samolotami przy różnych kątach natarcia /ustawienia/ śmig.x/

Śmigło było kształtu normalnego z profilami RAF-6. Na rys.8 podano dla normalnego śmigła rozkład względnych szerokości i skoków wzdłuż śmigi. Śmigło zbadano przy różnych kątach natarcia ramion w punkcie 0,75 R ze zmianą kąta od 10° do 28°.

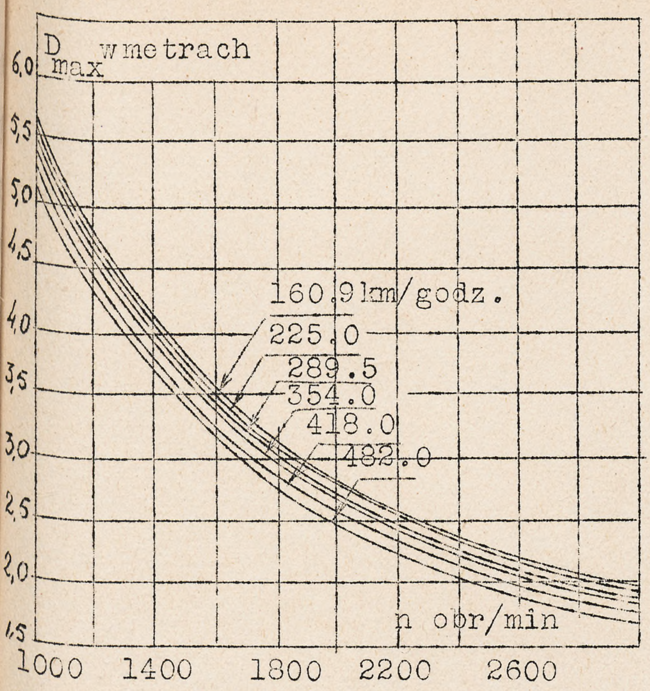
Badania przeprowadzono w połączeniu z 6 różnemi samolotami i silnikami:

1/ kadłub typu otwartego z silnikiem D-12 . . . . rys. 9.
2/ Dwupłat VE-7, Wright E-2 . . . . rys.10.
3/ Kadłub typu otwartego z silnikiem J-5,chłodzonym powietrzem. . . . . . rys.11.
4/ Jednopłat /z kabiną/ z silnikiem J-5. . . . . rys.12.
5/ Kadłub /z kabiną/ z silnikiem J-5,chłodzonym powietrzem,okapotowany. . . . . rys.13.
6/ Kadłub /z kabiną/ z silnikiem chłodzonym powietrzem,okapotowanym . . . . rys.14.

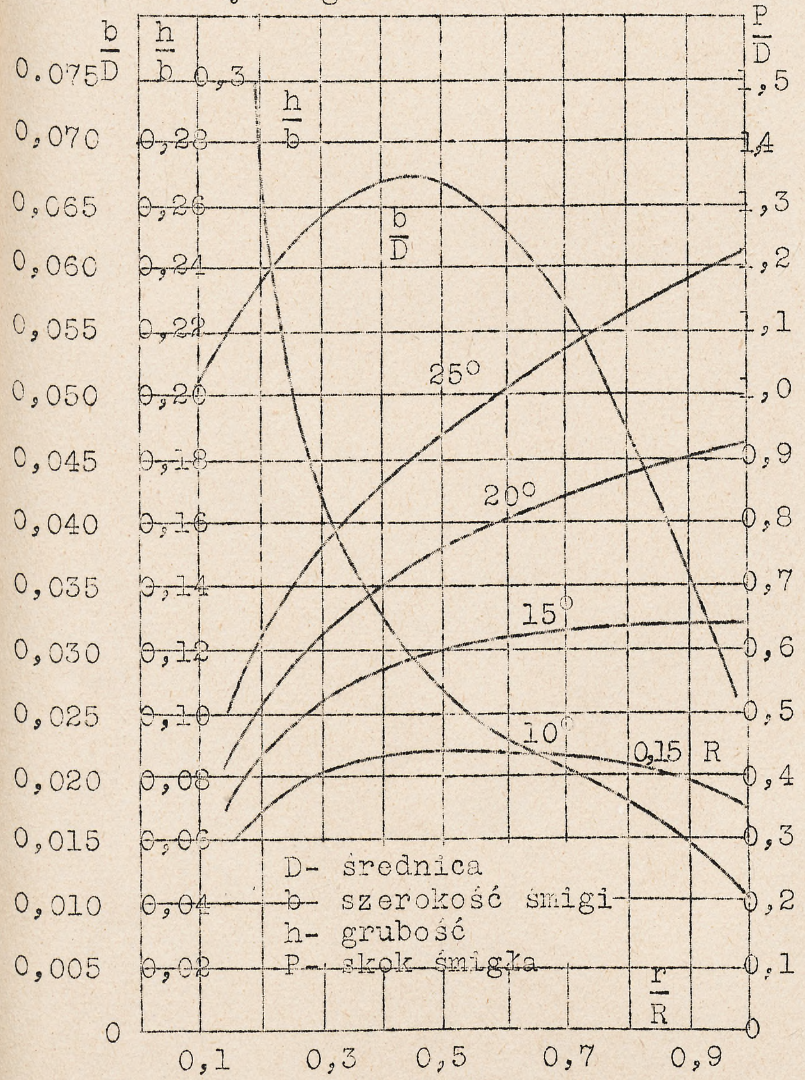
Na podstawie danych otrzymanych z tych badań zbudowano wykresy dla doboru śmigieł.

---

x/ Full-Scale Wind Tunnel Test of a Series of Metal Propellers on a VE-7 Airplane,by Fred E.Weick, NACA T.R. 306,1929.
Working Charts for the Selection of Aluminium Alloys Propellers of a Standard Form to Operate with various Aircraft Engines and Bodies,by Fred E.Weick,NACA T.R. 350,1930.



Rys.7. Wykres dla określenia max. średnicy śmigła.



Rys.8. Geometryczne charakterystyki śmig normalnego metalowego śmigła.

Wykresy te podają zależność pomiędzy λ i C_s /dla różnych kątów natarcia śmig przy 0,75 R/, oraz krzywe, spółczynnika sprawności η śmigła również w zależności od C_s dla różnych kątów natarcia śmig, przyczem spółczynnik C_s określa się wzorem następującym:

$$C_s = \sqrt[5]{\frac{\rho V^5}{75 N n^2}} \qquad /1/$$

gdzie:

ρ- gęstość powietrza,
V- szybkość lotu w m/sek.
N- moc silnika w KM,
n- ilość obrotów śmigła na sek.

Wyrażenie   to można przedstawić w innej postaci zapomocą wzorów:

$$\lambda = \frac{V}{nD},$$

$$\beta = \frac{75 N}{\rho n^3 D^5}$$

wtedy

$$C_s = \frac{\lambda}{\sqrt[5]{\beta}}$$

Korzystanie z wykresów dla doboru śmigieł ułatwi następujący schemat:

Przypuśćmy, iż są dane : moc silnika N, ilość obrotów silnika n, szybkość lotu V, dla której chcemy dobrać śmigło /w zależności od przeznaczenia samolotu/, i wreszcie, typ samolotu.

Wtedy:

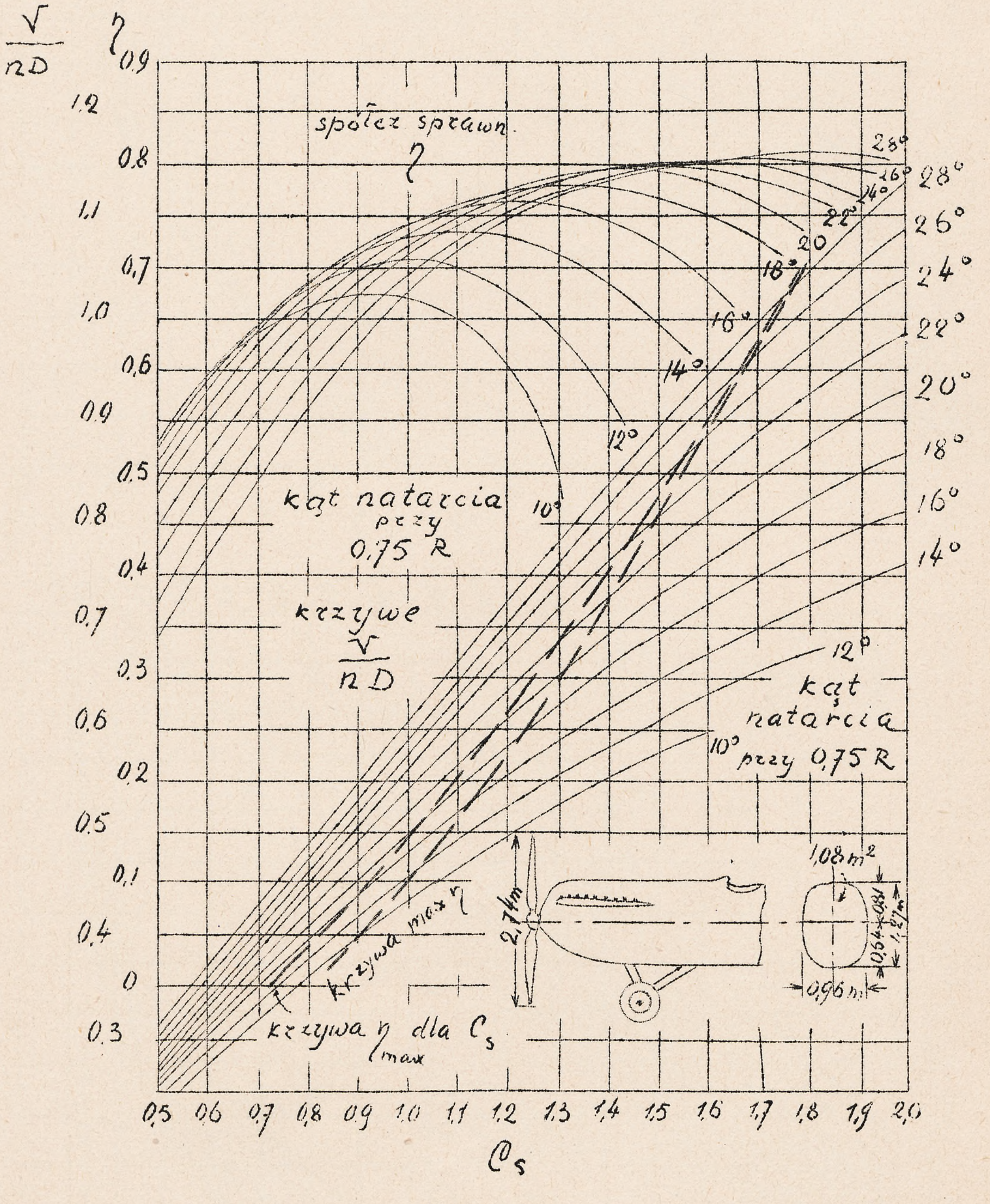
1/ Obliczamy wartość spółczynnika C_s ze wzoru /1/

2/ Z wykresu odpowiadającego danemu typowi samolotu znajdujemy dla otrzymanej wartości C_s wartość λ. Wartość ta może być dowolnej wielkości w zależności od tego jakie śmigło jest pożądane: szybkościowe, wysokościowe czy średnie. Dokładniej o wyborze śmigła będzie podane niżej.

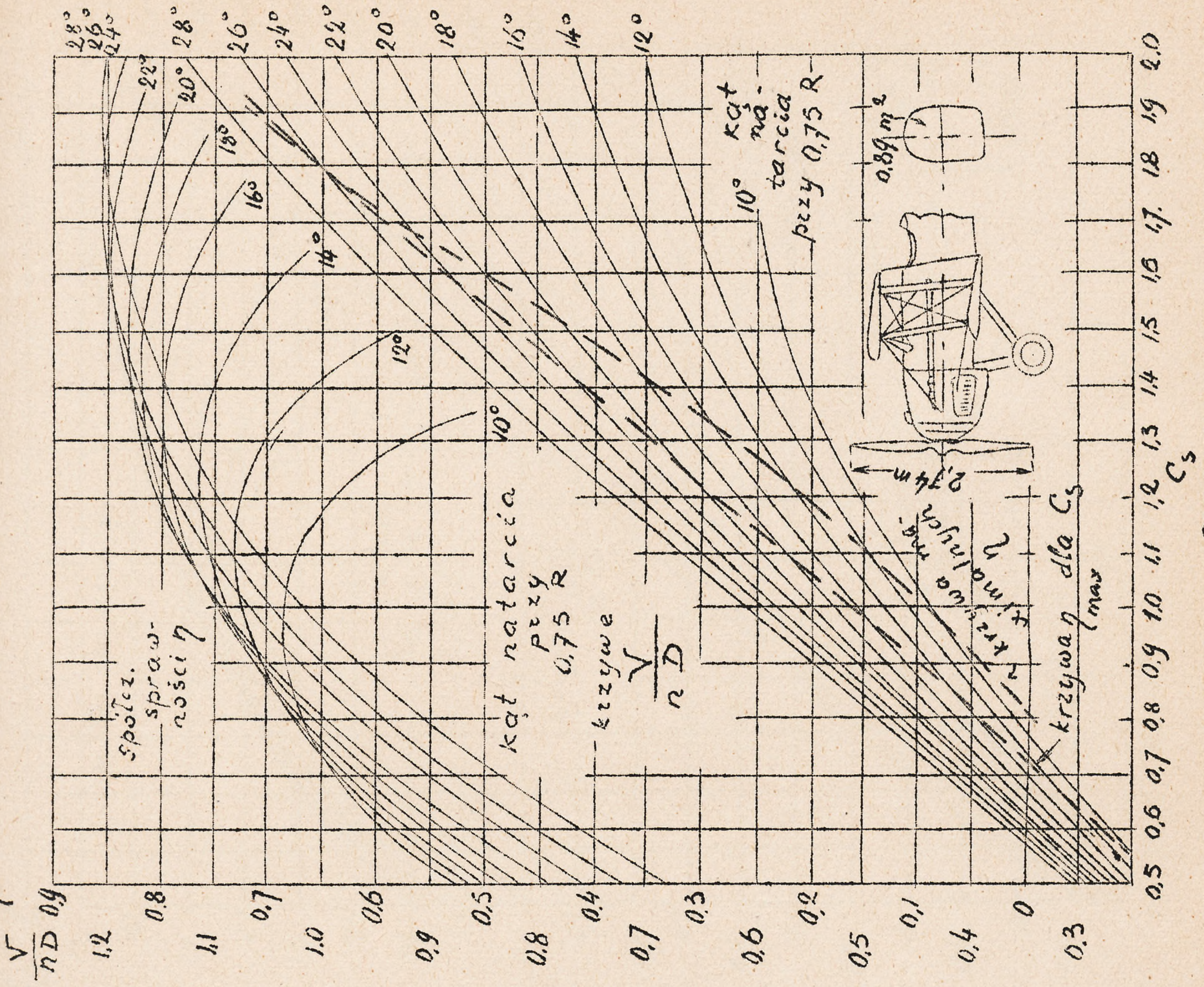
3/ Określiwszy w ten sposób λ, tem samem określamy kąt natarcia Θ_o śmigi przy 0,75 R,

4/ Znając λ i mając V oraz n, znajdujemy średnicę śmigła.
5/ Obliczamy szybkość obwodową końca śmigła.
6/ Z tego samego wykresu, znajdujemy, dla otrzymanej dla nas wartości szy bkości obw-odowej oraz kąta Θ - spółczynnik sprawności śmigła.

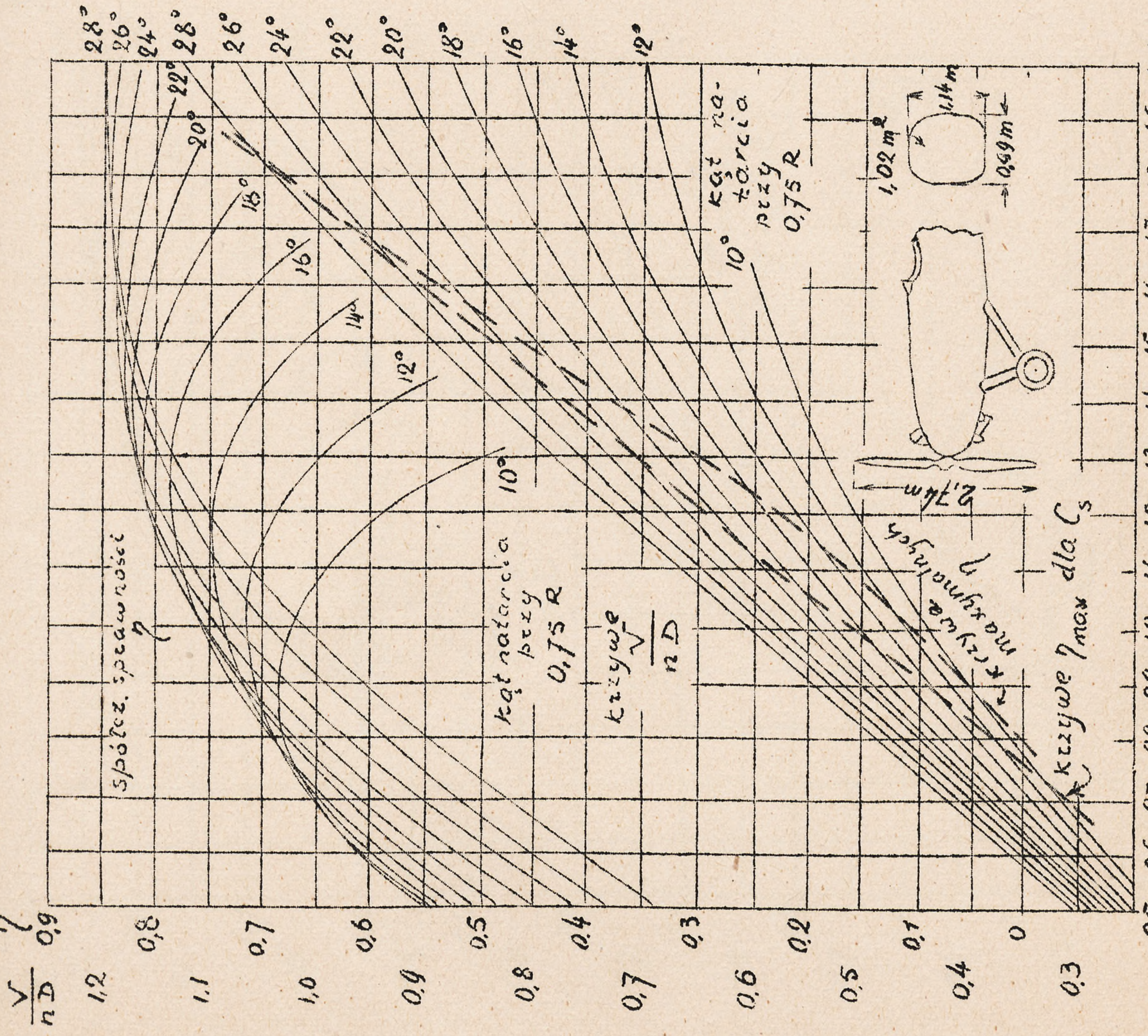
Jeżeli szybkość obwodowa końca śmigi jest większa od szybkości krytycznej, to z wykresu rys.5 określamy spółczynnik poprawkowy, przez który mnożymy otrzymany spółczynnik sprawności.



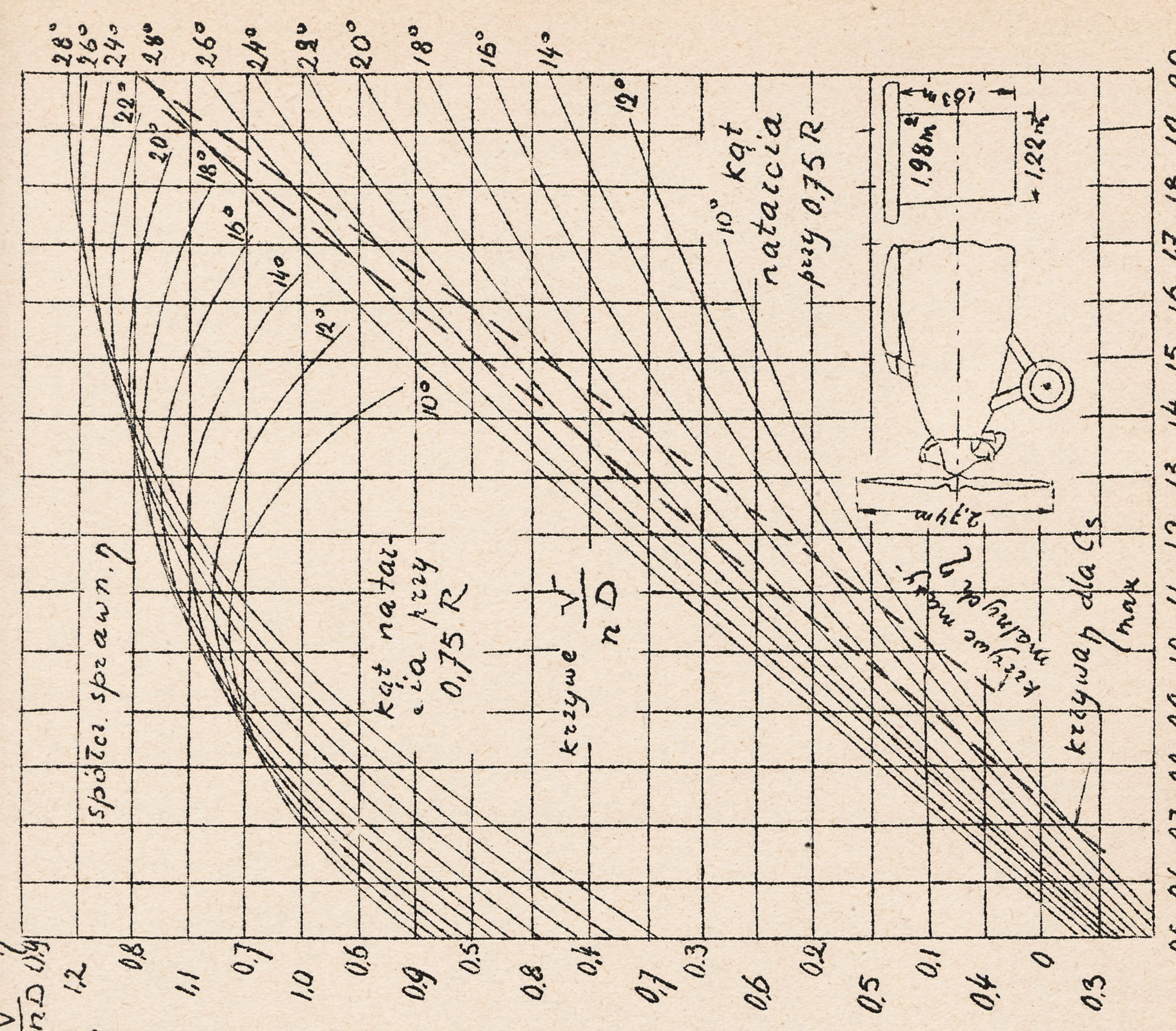
Rys. 9.


spółcz. sprawności η
kąt natarcia przy 0,75 R
krzywe V/nD
kąt natarcia przy 0,75 R
krzywa maksymalnych η
krzywa η_{max} dla C_s
0,89 m²
2,74 m
C_s
V/nD
η

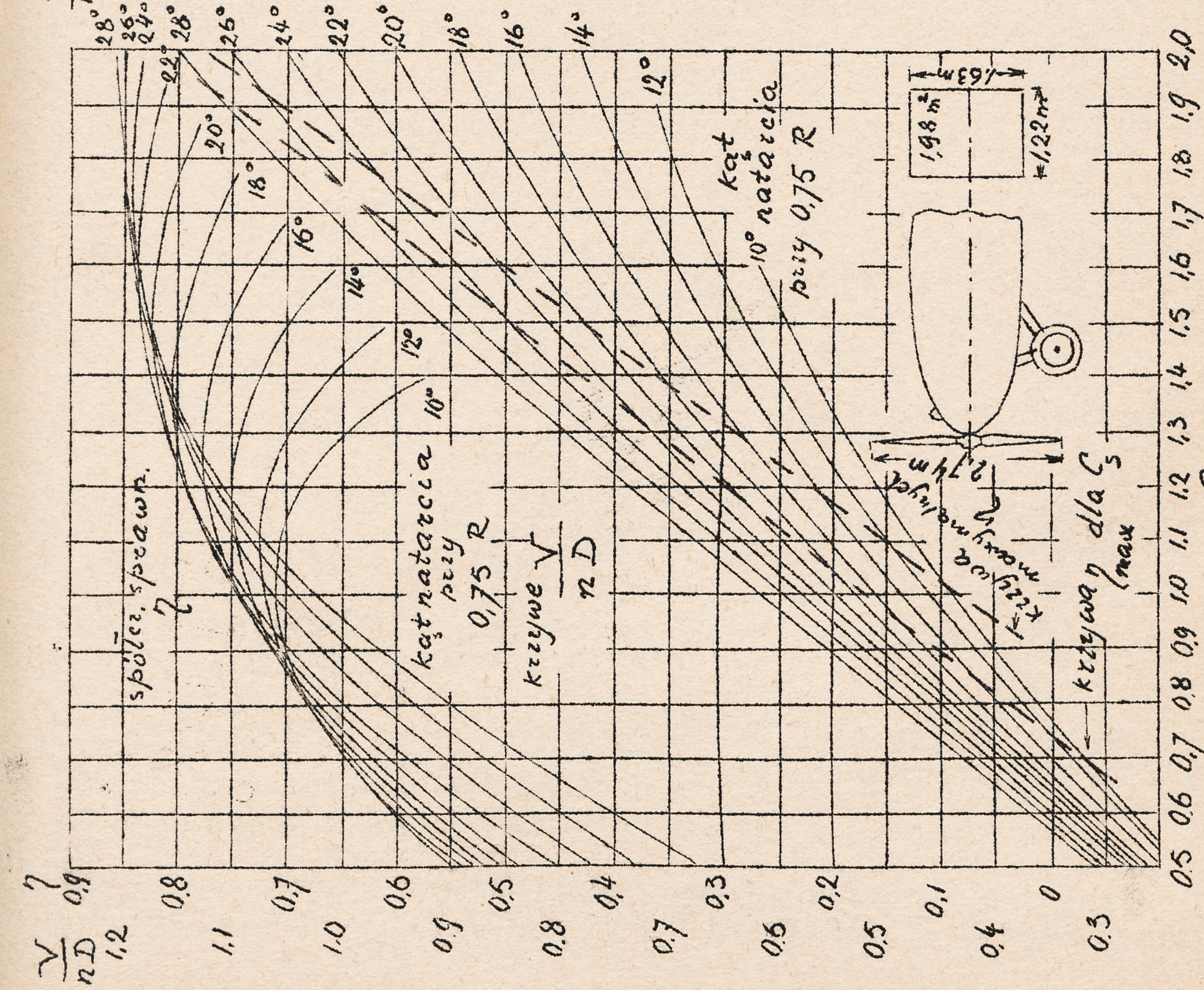
Rys. 10


spółcz. sprawności η
kąt natarcia przy 0,75 R
krzywe V/nD
kąt natarcia przy 0,75 R
krzywa maksymalnych η
krzywe η_{max} dla C_s
1,02 m²
1,14 m
0,89 m
2,74 m
C_s
V/nD
η

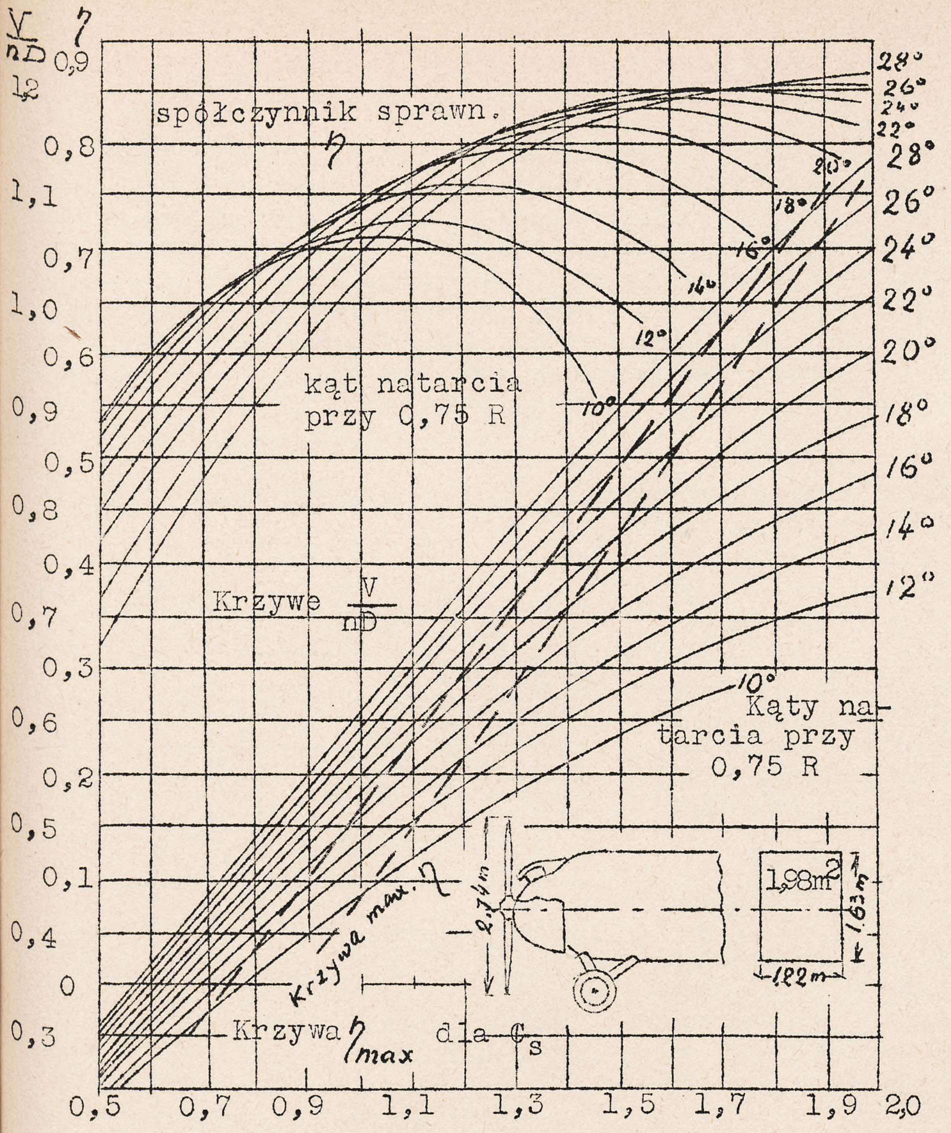
Rys. 11


spółcz. sprawn. η
kąt natarcia przy 0,75 R
krzywe V/nD
10° kąt natarcia przy 0,75 R
krzywe mocy małych η
krzywa η dla Cs max
1.98 m²
1.63 m
1.22 m
2.34 m
Cs

Rys. 13.


spółcz. sprawn. η
kąt natarcia przy 0,75 R
krzywe V/nD
kąt 10° natarcia przy 0,75 R
krzywa mocy małych η
krzywa η dla Cs max
1.98 m²
1.63 m
1.22 m
2.34 m
Cs

Rys 12.



Rys. 14.

Przed omówieniem kilku typowych przykładów doboru śmigieł, należy powiedzieć parę słów o odkształceniach śmigła podczas pracy.

Podczas badań w tunelu, śmigła były napędzane silnikami do 200 KM mocy. Przy użytych metodach pomiaru dających odczyty z dokładnością do około $\pm 0,5^{\circ}$ odkształceń śmig nie dało się zmierzyć, ponieważ znajdowały się one w granicach dokładności pomiarów.

F. Weick podaje następujące praktyczne prawidło celem uwzględnienia odkształcenia śmigła przy posługiwaniu się wykresami: możemy przyjmować, że przy silnikach o mocy do 200 KM kąt natarcia śmig nie zmienia się podczas pracy. Ze zwiększeniem mocy silnika, kąt natarcia śmig zwiększa się, przyczem można uważać, że na każde 100 KM powyżej 200 KM, następuje zwiększenie kąta natarcia śmigi /przy 0,75 R/ o $0,5^{\circ}$.

W ten sposób, jeżeli będziemy mieli silnik o mocy 400 KM, to kąt natarcia zwiększy się o 1°, i t.d.

Oczywiście, prawidło to otrzymane na podstawie badania śmigła z 400 KM silnikiem D-12, jest bardzo przybliżone, a więc posługiwać się niem należy z wielką ostrożnością.

Zrobimy jeszcze jedną uwagę charakteru ogólnego o wyborze śmigieł: wysokościowego i szybkościowego.

Załóżmy, że należy dobrać 2 śmigła do tego samego jednosilnikowego samolotu, przyczem jedno z nich powinno być śmigłem szybkościowem, t.j. powinno dawać maksymalną szybkość lotu poziomego, a drugie wysokościowem t.j. powinno dawać największą szybkość przy wznoszeniu się.

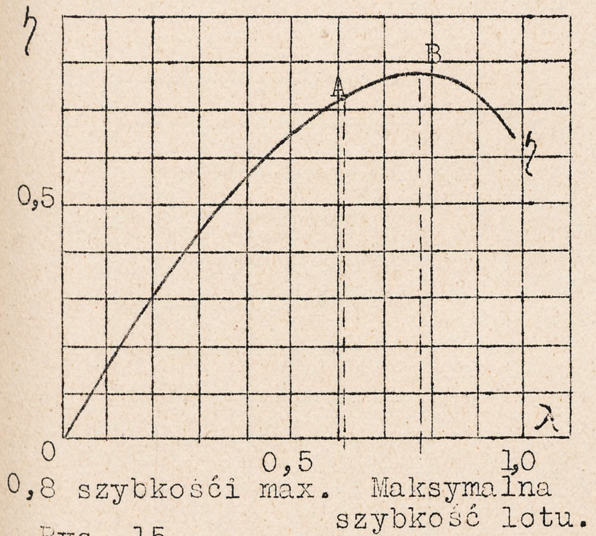
Oczywiście śmigło szybkościowe powinno posiadać największy, możliwy dla danej serji śmigieł i danych warunków, spółczynnik sprawności.

Jeżeli rozpatrzymy którykolwiek z wykresów rys. 9 -14, spostrzeżemy odrazu, że dla danego C_s maksymalny możliwy spółczynnik śmigła znajdzie-

my jako punkt przecięcia się odciętej danego C_s z obwiednią rodziny krzywych spółczynników sprawności. Zadne inne śmigło z tej serji przy danym C_s nie będzie posiadało większego spółczynnika sprawności.

Przy wyborze śmigła wysokościowego, można postąpić w sposób następujący. Przyjmujemy pewną pożądaną szybkość przy wznoszeniu się / w praktyce przyjmujemy 0,8 maksymalnej szybkości lotu/ i dobieramy śmigło na tę szybkość, t.j. obliczamy dla niej wartość C_s i znajdujemy punkt przecięcia odciętej przy tem C_s z obwiednią rodziny krzywych spółczynników sprawności śmigieł tej serji. Punkt ten da śmigło o największym spółczynniku sprawności dla danej szybkości przy wznoszeniu się. Oczywiście, że śmigło to przy maksymalnej szybkości lotu, będzie posiadało spółczynnik sprawności niższy, niż śmigło szybkościowe, obliczonego na maksymalną szybkość lotu.

Rys.15 przedstawia krzywą spółczynnika sprawności pewnego śmigła wysokościowego. Na tej krzywej mamy punkt A, otrzymany z obliczenia śmigła na szybkość przy wznoszeniu się, wynoszącą 0,8 maksymalnej szybkości lotu. Punkt B na krzywej podaje spółczynnik sprawności śmigła przy maksymalnej szybkości lotu. Jak widać punkt B znajduje się w pobliżu makimum krzywej sprawności tego śmigła.



Rys. 15.

Analizując wykresy dla doboru śmigieł widzimy, że dowolne śmigło, obierane jako wysokościowe na 0,8 maksymalnej szybkości i posiadając spółczynnik sprawności przy tej szybkości na obwiedni danej rodziny krzywych spółczynników sprawności, posiada maximum swojej krzywej blisko maksymalnej szybkości.

F.Weick proponuje następującą metodę doboru śmigła wysokościowego. Obliczywszy C_s dla maksymalnej szybkości lotu, należy dla tej wartości C_s znaleść pomiędzy krzywemi spółczynników sprawności taką, która posiada wtedy swoje maximum. Dla C_s obliczonego na 0,8 szybkości maksymalnej punkt krzywej spółczynnika sprawności wypadnie blisko obwiedni.

Dla wygody, na wykresach wykreślono jeszcze dwie krzywe /przerywane/, z których jedna podaje maksymalny możliwy spółczynnik sprawności śmigła/jako punkt na obwiedni/, a druga maksymalne spółczynniki sprawności η_{max} /danego śmigła/.

Przytoczymy teraz 3 przykłady doboru śmigieł, podług metody F.Weick'a.

P r z y k ł a d 1. Należy dobrać metalowe śmigło do dwupłata typu otwartego z silnikiem chłodzonym powietrzem o mocy 180 KM, ilość obrotów n = 1600 obr/min. Śmigło winno dawać maksymalną szybkość lotu poziomego V = 180 km/godz.

Ze wzoru /1/ obliczamy:

$$C_s = \sqrt[5]{\frac{\rho \cdot V^5}{75\, N.n^2}} = \sqrt[5]{\frac{0{,}125 \cdot 50^5}{75 \cdot 180 \cdot 7{,}12}} = 1{,}32.$$

Z rys.10 znajdujemy dla C_s = 1,32 śmigło, które przy tym C_s da maksymal-

ny możliwy spółczynnik sprawności.

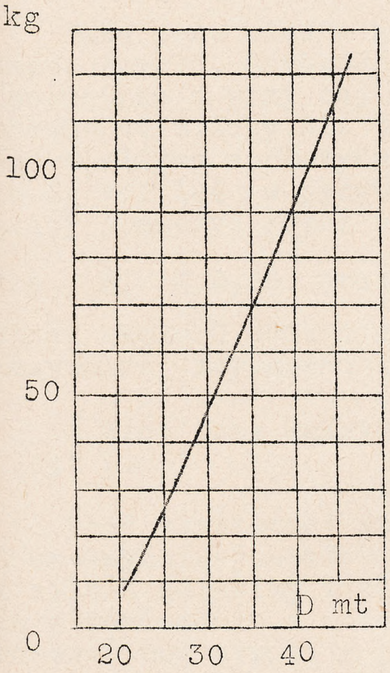
Śmigło to, o kącie natarcia przy 0,75 R, wynoszącym 21°,winno dać spółczynnik sprawności $\eta \cong$ 0,82, jeżeli nie będzie strat z powodu dużych szybkości obwodowych. Kąt natarcia łatwo się określi jako przecięcie C_s z krzywą maksymalnych spółczynników sprawności przy $\lambda \cong$ 0,71.

Przy tem λ i przy danych V i n,łatwo obliczyć średnicę śmigła.

$$D = 2,64 \text{ m.}$$

Szybkość obwodowa takiego śmigła wynosi 220 m/sek. Przy tej szybkości,śmigło nie będzie tracić na spółczynniku sprawności, z powodu wpływu dużych szybkości.

Z rys.16 określamy przybliżony ciężar śmigła z piastą średniej wielkości. Ciężar ten będzie wynosił 27 kg.



Rys.16.Wykres ciężarów normalnego metalowego śmigła.

A więc śmigło to będzie śmigłem szybkościowem i będzie dawać gorsze wznoszenie się.

Przykład 2. Śmigło winno dawać największą szybkość przy wznoszeniu się oraz maksymalną szybkość lotu 170 km/godz. Samolot - dwupłat typu otwartego,z silnikiem 200 KM przy 1700 obr/min.

Obliczamy:

$$C_s = \sqrt[5]{\frac{\rho \cdot V^5}{75 N \cdot n^2}} \qquad \sqrt[5]{\frac{0,125 \cdot 47,2^5}{75 \cdot 200 \cdot 28,5^2}} = 1,21$$

Z rys.10 znajdujemy przecięcie się krzywej maksymalnych spółczynników sprawności z odciętą C_s. Otrzymamy kąt natarcia przy 0,75 R wynoszący 14° przy λ = 0,565. Wtedy spółczynnik sprawności będzie wynosił η = 0,76. Jeżeli obliczymy C_s dla 0,75 szybkości maksymalnej,to zobaczymy, że dla śmigła z Θ_o = 14° przy 0,75 R otrzymany spółczynnik sprawności będzie bardzo zbliżony do maksymalnego możliwego dla danych warunków.

Średnica tego śmigła wynosi:

$$D = 2,95 - 3,0 \text{ m.}$$

Szybkość obwodowa końca śmigi - 265 m/sek, ciężar -około 45 kg.

Przykład 3. Należy dobrać śmigło do samolotu typu transportowego z silnikiem chłodzonym powietrzem o mocy 575 KM przy 1950 obr/min. Maksymalna szybkość lotu -220 km/godz. Śmigło winno zapewniać dostatecznie dobrą szybkość przy wznoszeniu się oraz dać możliwie dużą szybkość lotu poziomego.

Obliczamy C_s dla danych wartości N,n oraz V:

$$C_s = \sqrt[5]{\frac{\rho \cdot V^5}{75 \cdot N \cdot n^2}} = \sqrt[5]{\frac{0,125 \cdot 61,1^5}{75 \cdot 575 \cdot 32,5^2}} = 1,184$$

Z rys.14 wybieramy dla danego C_s smigło,leżące /zgodnie z umową/ w przybliżeniu pośrodku między linjami maksymalnych spółczynników sprawności i maksymalnych możliwych spółczynników sprawnosci. Będzie to śmigło o kącie natarcia 16° przy 0,75 R , przy $\lambda \cong$ 0,56. Przy tej wartości λ ,średnica śmigła będzie wynosiła:

$$D = \frac{V}{n\lambda} = \frac{61,1}{32,5 \cdot 0,56} = 3,36\ m$$

Kąt β_o określamy z trójkąta szybkości, utworzonego z wartości V oraz πnD,lub też z rys.6, gdzie jest podana zależność między $\cos\beta_o$ i λ ; znajdujemy bezpośrednio $\cos\beta_o$ dla λ = 0,56:

$$\cos\beta_o = 0,98.$$

Wartość $\frac{\pi n D}{\cos\beta_o}$ w naszym wypadku będzie wynosić $\frac{\pi . 32,5 . 3,36}{0,98}$ = 350 m/s

Taką jest więc w przybliżeniu szybkość,przy której winien pracować koniec śmigła. Szybkość ta jest trochę większa od szybkości dźwięków w powietrzu i przy tej wysokości,śmigło będzie posiadać spółczynnik sprawności niższy,niż ten,jaki otrzymujemy z wykresu rys.14. Z wykresu tego mieliśmy spółczynnik sprawności dla śmigła o kącie natarcia 16° dla C_s = 1,184 w przybliżeniu równy 0,765. Ten spółczynnik sprawności należy pomnożyć przez poprawkowy spółczynnik,który znajdziemy z rys.5. Przy λ = 0,56 oraz $\frac{\pi n D}{\cos\beta_o}$ = 350 m/sek,poprawkowy spółczynnik wynosi około 0,895. A więc spółczynnik sprawności naszego śmigła przy maksymalnej szybkości lotu będzie wynosił 0,756.0,895 = 0,685.

A więc przy maksymalnej szybkości lotu,mamy spadek spółczynnika sprawności o 10,5 %.

Przy użytkownej szybkości lotu,jeżeli przyjmować ją na 0,9 szybkości maksymalnej,spadek spółczynnika sprawności będzie mniejszy, a jeżeli silnik zdławimy i obroty jego przy szybkości użytecznej zmniejszą się w porównaniu z normalnemi, to możemy oczekiwać, że śmigło będzie pracować bez straty z powodu dużych szybkości obwodowych.

Jeżeli fakt ten nie będzie odpowiadać konstruktorowi samolotu,należy zmniejszyć średnicę śmigła, zwiększając jednocześnie szerokość śmig lub też zgodzić się na zmniejszenie szybkości przy wznoszeniu.

F.Weick poleca przy przeliczeniu na inną szerokość śmig przyjmować że moc silnika zmienia się proporcjonalnie do zmiany szerokości,jeżeli zmiana ta nie przekracza 20 % w porównaniu ze śmigłem Nr.4412, dla którego zostały wykreślone wszystkie wykresy.

Śmigło Nr.4412 posiada profil RAF-6. Śmigła Hamilton Standart Steel najwięcej obecnie używane posiadają profile również i Clark-Y. Dla doboru śmigieł z temi profilami,można posługiwać się przytoczonemi wykresami /charakterystykami/,ponieważ profile te pod względem aerodynamicznym różnią się nieznacznie.

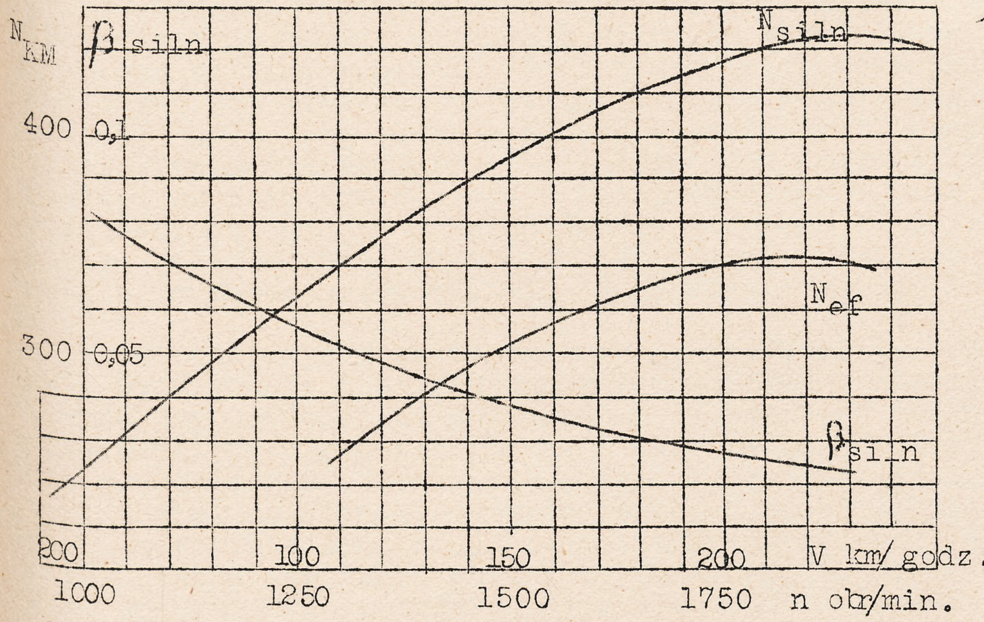
Należy zaznaczyć w tem miejscu iż EAO C.A.G.J. pracuje obecnie nad wypracowaniem profilu dla metalowych śmigieł. Wyniki badań będą zakomunikowane później.

Kończąc niniejszy artykół,dodamy jeszcze parę słów o budowie charakterystyki grupy śmigło-silnikowej dla śmigła,wybranego podług przytoczonych wykresów.

Przyjmijmy, iż mamy dany wykres mocy silnika w funkcji jego obrotów. Znając średnicę śmigła możemy zbudować krzywą spółczynników β silnika w funkcji obrotów /rys.17/.

Dalej przyjmując różne wartości λ określamy z wykresów dla doboru śmigieł /rys.9 - 14/ wartości C_s dla naszego, już nam znanego śmigła. Otrzymane wartości C_s dzielimy przez odpowiednie λ i otrzymany wynik podnosimy do 5 potęgi. Ponieważ ze wzoru /2/

$$C_s = \frac{\lambda}{\sqrt[5]{\beta}} \quad \text{to} \quad \beta = \left(\frac{\lambda}{C_s}\right)^5$$



Rys.17.

β to odnosi się do śmigła, lecz powinno ono przedstawiać także β silnika ; a więc

$$\beta_{siln} = \left(\frac{\lambda}{C_s}\right)^5$$

Z wykresu krzywej β_{siln} na rys. 17. znajdujemy dla otrzymanych wartości β_{siln} ilość obrotów i moc silnika.

Dalej z tychże rys.9 - 14 mamy spółczynniki sprawności śmigła η dla każdego λ i C_s. Mnożąc więc moc silnika przez odpowiednie η, otrzymujemy moc użyteczną silnika N_{ef}. Podług wartości λ łatwo określimy szybkość lotu, mając średnicę śmigła oraz ilość obrotów silnika.

W końcu kreślimy krzywą N_{ef} w zależności od szybkości lotu V.

A więc schemat budowy charakterystyki grupy śmigło-silnikowej będzie następujący:

1/ Krzywa N_{siln} w funkcji obrotów silnika n obr/min } rys.17.
2/ " β_{siln} " " " " " } rys.17.
3/ Przyjmujemy wartości λ
4/ Podług tych wartości określamy C_s dla naszego śmigła z rys.9-14.
5/ λ/C_s
6/ $(\lambda/C_s)^5 = \beta_{siln}$.
7/ Z rys.17 znajdujemy n obr/min dla wartości β_{siln} z punktu 6.
8/ Z rys.17 znajdujemy N_{siln} dla otrzymanych n obr/min.
9/ Z rys.9-14 znajdujemy sprawność η śmigła dla wartości C_s -pkt.3.
10/ Znajdujemy $N_{ef} = N_{siln} \cdot \eta$
11/ " $V = \lambda . n . D$.
12/ Budujemy krzywą N_{ef} w funkcji V.

DZISIEJSZY STAN SPAWANIA
Der heutige Stand der Schweisstechnik

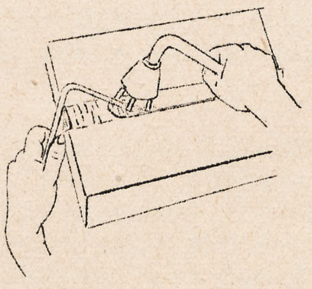
P.Schimpke
Werkstattstechnik, 1.Januar 1933.

W 90-tych latach ubiegłego stulecia wprowadzono spawanie gazem wodno - czadowym oraz zbudowano pierwsze maszyny do spawania,metoda ta zatrzymała się jednak oddawna w swym rozwoju.W początku bieżącego stulecia Goldschmidt wynalazł sp awanie termitem /Thermitschweissung/,które się przyjęło w bardzo nieznacznym stopniu.

Nowoczesne metody spawania poszły zasadniczo w dwóch kierunkach: spawanie przy pomocy palnika i spawanie elektryczne. Tlen potrzebny przy spawaniu za pomocą palnika jest dostarczany w postaci gazu w butlach stalowych pod ciśnieniem 150 atm. W razie rozporządzania odpowiednią instalacją używa się tlenu w stanie ciekłym. Według wprowadzonej w ostatnich czasach metody Heylandta ciekły tlen jest dostarczany w zbiornikach do miejsca zużycia,gdzie zostaje przeprowadzony w stan gazowy w specjalnych urządzeniach. Dalsze rozprowadzania gazowego tlenu następuje w butlach lub za pośrednictwem rurociągu. Stosowanie ciekłego tlenu obniża znacznie koszta transportu i umożliwia otrzymanie czystego i suchego gazu.

Najważniejszym z gazów palnych jest acetylen. Nowsze kierunki przewidują wytwarzanie acetylenu na miejscu pracy w generatorach średniego i wysokiego ciśnienia. Zwiększenie ciśnienia w porównaniu do dawniej rozpowszechnionych generatorów na niskie ciśnienie jest korzystne ze względów technicznych. Niemieckie przepisy ograniczają maksymalne ciśnienie do 1,5 atm, co stanowi podwyżkę wobec dawniej przyjętej 1 atm. Ze względu na niebezpieczeństwo,jakie przedstawia obecność powietrza w generatorach,ukazały się przed paru laty przepisy,ograniczające do minimum objętość przestrzeni, w których by się ono mogło gromadzić /kieszenie powietrzne/. Istnieje obecnie możność zużytkowania w dużych generatorach dotychczas bezwartościowego karbidowego pyłu. Poszukuje się dziś urządzeń wodnych,któreby pozwoliły na wytwarzanie acetylenu o wyższem ciśnieniu przy posługiwaniu się generatorami na ciśnienie niskie.

Coraz szersze rozpowszechnienie acetylenu o wysokim ciśnieniu doprowadza do wypierania dawnego palnika z inżektorem przez palnik pozbawiony tego dodatku. Dalsze próby idą w kierunku takiego ukształtowania palnika i zaworu redukcyjnego na butli z tlenem,aby ilość doprowadzonych gazów i ich ciśnienie pozostawały niezmienione podczas spawania. Dążąc do zwiększenia wydajności spawania i poprawiania jakości szwu wprowadzono t.zw. spawanie prawokierunkowe /rechtsschweissung/ oraz palniki o paru płomieniach. Rys.1 pokazuje przebieg spawania prawokierunkowego,przy którem drut spawający posuwa się za palnikiem w prawą stronę w przeciwstawieniu do spawania lewokierunkowego zapomocą drutu,poprzedzającego palnik i przesuwającego się nalewo. Na tymże rysunku jest pokazany palnik o trzech płomieniach,z których pierwsy podgrzewa materjał,ostatni zaś wyżarza. Dużą wydajność osiągnęły maszyny do spawania rur, których palniki posiadają do 16 płomieni.



Rys.1.

Z palnych gazów wyróżnia się pozatem metan,używany dla zmniejszenia/o 25 %/kosztów gazu w mieszaninie zawierającej 35 % metanu i resztę acetylenu. Dobrze nadają się do mniejszych robót proste w użyciu instalacje benzolowe.

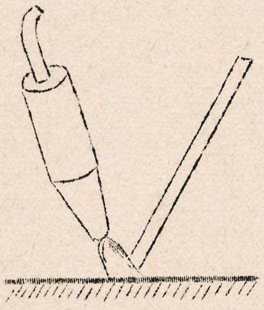
Wśród metod elektrycznych rozróżnia się spawanie oporowe i spawanie łukiem elektrycznym. Spawanie oporowe rozwinęło się dziś pod postacią

spawania stykowego,punktowego i zapomocą szwów. Służą do tego w wielu wypadkach maszyny częściowo lub zupełnie samoczynne. Istnieją dziś wielkie jednostki, spawające na styk przekroje, dochodzące do 20.000 mm^2 dla żelaza i do 2000 mm^2 dla miedzi. Przed połączeniem zamocowanych w nich części są one przesuwane szereg razy od i ku sobie, co dzięki tworzeniu się łuku elektrycznego prowadzi do stopienia się metalu na powierzchniach,które mają do siebie przylegać.W ostatnich czasach istnieją próby dopomagania spawaniu na styk ogniw łańcuchów płomieniem acetylenowym, ułatwiającym topienie się metalu i otrzymanie czystszej roboty.

Maszyny do spawania punktowego nadają się dziś do wielu celów zależnie od zastosowanych elektrod.Są między niemi maszyny szybkobieżne,stawiające do trzech punktów na minutę oraz maszyny wielopunktowe wykonywujące jednocześnie większą ilość punktów.

Do maszyn spawających zapomocą szwu,należą maszyny do spawania stopniowego /Schrittschweissverfahren/, wytwarzające gładki i zwarty szew. Po wykonaniu krótkiego odcinka szwu pod naciskiem nieruchomych elektrod rolkowych prąd zostaje wyłączony i miejsce spawane chłodzi się pod naciskiem elektrod, następnie zaś pozbawione prądu elektrody przesuwają się dalej. Ostatnio stwierdzono,że to samo można osiągnąć przy szybkiem spawaniu dzięki właściwościom prądu zmiennego, osiągającego podczas jednego okresu wartość maksymalną oraz minimalną z przejściem przez punkt zerowy. W związku z powyższem stosuje się spawanie prądem zmiennym dla blach cieńszych,do jednego mm grubości,zaś spawanie stopniowe dla blach grubszych.

Rozwój spawania łukiem elektrycznym został popchnięty naprzód wskutek wprowadzenia przetwornic na prąd stały i transformatorów do spawania na prąd zmienny. Przeważa spawanie na prąd stały,przy którem otrzymuje się szew o lepszej jakości,nastręczające mniejsze niebezpieczeństwo dla obsługi. Pozatem różnice temperatur na biegunach przytym rodzaju spawania przedstawiają pewne korzyści.Spawanie jednofazowym prądem zmiennym posiada wadę jednostronnego obciążenia sieci,której usiłuje zapobiec zastosowanie transformatorów,włączanych do trzech faz jednocześnie. Do produkcji masowej służą maszyny,w których elektroda osadzona w specjalnej głowicy jest przesuwana nad spawanemi częściami,lub też części zmieniają położenie w stosunku do nieruchomej elektrody. Ogólnie biorąc stosuje się dziś prawie wyłącznie spawanie według Slavianowa /elektroda metalowa/,jedynie tylko w maszynach do spawania ma pewne szanse powrót do starszej metody Benardosa/elektroda węglowa/.



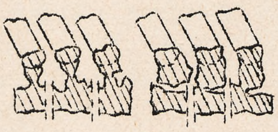
Rys.2.

W ostatnich latach ukazały się nowe sposoby spawania: Arcatom i Arcogen.Pierwsza zostaje opisana w innym artykule tego zeszytu,przy metodzie Arcogenowej /rys.2/ spawacz trzyma w lewej ręce elektrodę,opatrzoną w specjalny pancerz ochronny, w prawej zaś palnik acetylenowy,którego zadaniem jest dodatkowe doprowadzenie ciepła i ochrona wytworzonego łuku. Obie metody posługują się prądem zmiennym zaś wytworzone przy ich pomocy połączenia są bardzo wysokiej jakości a cena ich dla cieńszych blach wypada nieznaczna.

Znajomość zjawiska przechodzenia materjału wzdłuż elektrycznego łuku została osiągnięta w wyniku badań natężenia i napięcia prądu zapomocą oscylografu oraz znacznie dokładniej przez dokonanie zdjęć fotograficznych samego procesu /Thun/. Zdjęcia były zdejmowane co 1/4000 sek, przyczem łuk,sam bardzo jasny,był oświetlony światłem o jeszcze większem natężeniu. W ten sposób zarysowała się sylwetka materjału,której najbar-

dziej charakterystyczne fazy są przedstawione na rys.3. Czas przechodzenia jednej kropli wynosi między 1/7 a 1/2000sek,ilość ich zaś waha się od 10 do 40 na sek.

Elektrody mogą być węglowe /rzadko/ lub metalowe,najczęściej żelazne. Węgiel używany do elektrod bywa bezpostaciowy lub pod postacią grafitu. Elektrody metalowe dzielą się na nieosłonięte i opancerzone i podlegają w ostatnich czasach ciągłym ulepszeniom,przyczyniającym się w dużej mierze do powodzenia tej metody spawania. Elektrody nieosłonięte bywają lane / dla spawania żeliwa/, oraz walcowane i ciągnione. Druty elektrod pozostają w stanie utwardzonym przez ciągnienie a także mogą być wyżarzone lub poddane takiemu zabiegowi powierzchniowemu,jak miedziowanie,niklowanie. Jako elektrody mogą być również używane druty złożone z duszą metalową lub z innego materjału. Elektrody opancerzone posiadają jedną lub dwie warstwy ochronne. Pancerz może być pod postacią azbestu lub papieru. Skład elektrod zależy od ich przeznaczenia i został ostatnio ujęty w "Przepisach dla dostawy i odbioru przyborów do spawania gazowego i łukiem elektrycznym". Nie wydaje się możliwe ustalenie pożądanych składów opancerzeń elektrod.



Rys.3.

Zapoznanie się z przedmiotem doprowadza do wniosku,że o ile spawanie zapomocą gazu wodnego i termitem, a w pewnym stopniu i elektryczne oporowe mają ściśle ograniczone zakresy zastosowania, o tyle spawanie gazowe i łukiem elektrycznym zdobywa sobie coraz nowsze gałęzie konstrukcji. Spawanie gazem wodnym było do niedawna stosowane wyłącznie do spawania rur o znacznych średnicach /powyżej 400 mm/ oraz zbiorników blaszanych przeznaczonych na wysokie ciśnienie dopóki nie zaczęło być wypierane z tych dziedzin przez nowsze metody. Spawanie termitem posiada znaczenie wyłącznie dla spawania szyn. Elektryczne spawanie oporowe ułatwia zwłaszcza produkcję masową mniejszych przedmiotów/maszyny do pisania i szycia,zabawki/. Spawanie elektryczne na styk zastępuje szereg robót kowalskich a zwłaszcza posiada znaczenie przy wyrobie łańcuchów.

Spawanie gazowe i łukiem elektrycznym obejmuje coraz większą liczbę dziedzin,jak: rury gazowe i do izolacji elektrycznych,rury do ram rowerowych. W ten sam sposób są wykonane dalekosiężne rurociągi gazowe, których wykonanie podlega specjalnym przepisom. Konstrukcje z rur spawanych znalazły znaczne rozpowszechnienie w lotnictwie. Zbiorniki spawane mają nad nitowanemi przewagę dzięki lepszej szczelności i znacznej odporności szwu na korozję. Części maszyn wykonywane w niewielkiej ilości kalkulują się taniej jako spawane niż odlewy. Z podobnym powodzeniem spotkało się spawanie w budowie maszyn elektrycznych,konstrukcji żelaznych,mostów,dźwigów,wagonów kolejowych i kotłów. Doskonale poddają się spawaniu płomieniem gazowym specjalne gatunki stali i metale oraz stopy nieżelazne. Obie te metody są dziś niezastąpione dla wszelkich napraw odlewów,kotłów,szyn i t.p. Nieulega również żadnej wątpliwości wyższość spawania blachy nad jej nitowaniem jako metody tańszej i szybszej. Przy użyciu nowoczesnych urządzeń możliwe jest spawanie blach 1-mm z szybkością 100 m/godz. Zdecydowane określenie która z dwóch metod jest tańsza jest w większości wypadków niemożliwe. Praktyczne wyniki spawania według sposobu Arcatom i Arcogen są zbyt mało narazie znane,aby można było przeprowadzić konkretne porównanie.

Ponieważ konstruktor niezapoznany ze spawaniem zawsze będzie pod mimowolnym wpływem konstrukcji lanych lub nitowanych,przeto dla pełnego wyzyskania zalet spawania konieczne jest zapoznanie się projektującego z zasadami spawania.

Od dobroci szwu zależy możność wyzyskania konstrukcji,sam szew zależy od jakości stosowanych przy spawaniu urządzeń i od wiadomości oraz zręczności spawacza. Konieczne jest przeprowadzenie badań,pozwalających na stwierdzenie jakości szwu i wykrycie ewentualnych błędów.

Znane są dziś następujące próby konstrukcji spawanej bez jej zniszczenia: badanie po zewnętrznym wyglądzie, próba Brinella,badanie promieniami Röntgena,próba na ciśnienie pary wodnej lub powietrza /zbiorniki/ i próba na obciążenie /mosty i inne budowle/. Próby magnetyczne i elektryczne są w stadjum rozwoju. Udoskonalenie i rozpowszechnienie jednej z powyżej wymienionych czynności kontrolnych,połączone z zapewnieniem jej koniecznej dokładności,oraz prostoty jest dziś palącą potrzebą. Z prób połączonych ze zniszczeniem części wymienić należy próby na obciążenie,chemiczne i metalograficzne.

Na zakończenie autor podaje prace prowadzone w Niemczech nad kształceniem zawodowem spawaczy,polegające na wydawaniu odpowiednich instrukcyj i na współpracy ze szkołami spawania i z uczelniami technicznemi. Wymienione są wydawnictwa:"Richtlinien für Gas- und Elektroschweisskurse",1928, oraz "Richtlinien und eine Prüfungsordnung für die Ausbildung von Facharbeitern,die aus Wesesverwandten Berufen für die Schmelzschweissung umgeschult werden",1932.

---oooOooo---

SPAWANIE GLINU I JEGO STOPÓW

Welding Aluminium and Alloys
J.R.Schmidgoll.
Journal of the American Welding Society, April 1933.

Szybki wzrost używalności glinu i jego stopów i wynikająca stąd konieczność posiadania odpowiednich sposobów fabrykacji,wywołały potrzebę opracowania specjalnych metod łączenia tych materjałów. Powszechnie stosowaną metodą łączenia metalowych części jest spawanie. Przy pomocy spawania możemy wykonywać połączenia stałe oraz naprawy części uszkodzonych . z glinu i jego stopów.

W artykule niniejszym zajmiemy się tylko spawaniem glinu.

Z dwu najczęściej stosowanych sposobów spawania,metoda łukowa jest mniej używana,niż spawanie przy pomocy palnika,ponieważ do roku 1930 trudno było otrzymać tą metodą wyniki zadawalniające.Obecnie jednakże szereg fabryk spawa glin i jego stopy łukowo,zupełnie pomyślnie.

Spawanie łukowe glinu.

Urządzenie składa się z:generatora prądu,kabli,uchwytu do trzymania elektrody,uziemionego stanowiska,maski oraz zapasu elektrod.Generator powinien dawać prąd o natężeniu od 50 do 300 amp. przy napięciu około 60 volt. Używane są zwykle elektrody: z czystego drutu glinowego o składzie 2 S /minimum 99% Al./ dla spawania materjałów o składzie "2 S" lub "3 S" /1,2% Mn,minimum 97% Al./ oraz 5% krzemowy drut dla spawania stopów wytrzymalnych,jak to: "17 S" - 4% Cn, 0,5% Mg, 0,5 % Mn, min.92% Al.

25 S - 4,5% Cn, 0,8 Si, 0,8% Mn, min.92 % Al. oraz 51 S -1% Si, 0,6% Mg, min.96,5 % Al.

Wszystkie stopy wytrzymałościowe posiadają wysoki spółczynnik rozszerzalności oraz temperaturę topnienia niższą od glinu o składzie 2 S.

Natomia st 5% stop. krzemowy topi się w temperaturze nieco niższej niż stopy o dużej wytrzymałości a także posiada znaczną wytrzymałość

przy wysokich temperaturach i mały skurcz. Z tych względów, 5% stop krzemowy może być użyty do spawania wszystkich stopów glinowych z wyjątkiem stopów o składzie 2 S i 3 S.

Gdybyśmy użyli elektrody o składzie 2 S - dodatkowy materjał w spoinie skrzepłby wcześniej niż metal części łączonych i powstałyby naprężenia termiczne. Jest to prawdopodobnie powodem powstawania pęknięć w sąsiedztwie spoiny,zwłaszcza,jeżeli części są zamocowane w uchwytach.

Do spawania łukowego,używa się elektrod pokrytych topnikiem /flux coated type/. Rzeczywiście cała tajemnica pomyślnego spawania glinu i jego stopów zależy od użycia właściwego topnika.

Ustalono,że elektrody o średnicy 3,2 mm /1/8"/ mogą być stosowane do spawania blach o grubości do 6,4 mm /1/4"/pod założeniem,że spawacz będzie dostosowywał technikę spawania do danej grubości blachy.Ponieważ powłoka z topnika jest izolatorem,przeto długość elektrody musi być,ze względu na wygodę manewrowania,ograniczona,elektrody bowiem zamocowuje się na samym końcu w uchwycie do trzymania elektrod.Doświadczenie wykazało,że najodpowiedniejszą jest elektroda o długości około 380 mm/ 15"/ pokryta całkowicie za wyjątkiem jednego końca o długości około 25 - 38 mm/ 1" - 1,5"/.

Odpowiedni topnik jest zasadniczym warunkiem pomyślnego spawania zarówno palnikiem jak i łukiem,przyczem w obu wypadkach służy do tego samego celu. Przy spawaniu łukowem musi on pozatem zmniejszać napięcie powierzchniowe glinu,tak żeby stopiony metal mógł spływać z końca elektrody w sposób ciągły nie tworząc kropel.Proszki wyrabiane przez Aluminium Corporation odpowiadają tym wymaganiom. Celem pokrycia elektrod należy proszek zmieszać z wodą w takim stosunku żeby otrzymać konsystencję gęstej farby w której zanurzamy drut. Następnie wyjmujemy go,pozwalamy na spłynięcie nadmiaru i suszymy. Grubość powłoki z topnika na elektrodzie do spawania łukowego powinna wynosić 0,63 - 0,75 mm /0,025 - 0,030"/.Żeby otrzymać tę grubość należy elektrodę zanurzać dwukrotnie susząc starannie po pierwszym za nurzeniu.

Naczynie użyte do zanurzania powinno być wykonane z glinu względnie z mosiądzu, stali należy unikać ze względu na oddziaływanie chemiczne topnika.

Przy grubości blachy do 3,2 mm /1/8"/ krawędzi można nie ukosować, gdyż metal ma możność dostatecznego przeniknięcia w utworzoną szczelinę. Blachy natomiast o grubości powyżej 3,2 mm /1/8"/ należy ukosowąć w kształcie litery V o kącie rozwarcia 90°. Jest także rzeczą wskazaną używać uchwyty do trzymania przedmiotów spawanych podczas pracy.

Spa wać można w lewo lub w prawo zależnie od wprawy spawacza i rodzaju pracy. Ruchy powinny być jednostajne,w celu otrzymania gładkiego szwu. Najlepsze wyniki otrzymuje się przy pochyleniu elektrody w stosunku do pionu pod kątem 0-30°,pochylając elektrodę,należy ją ustawić w kierunku przeciwnym do ruchu.

Metoda łukowa jest najodpowiedniejsza do spawania glinu wtedy,gdy zachodzi potrzeba prostego szwu /na styk/ lub też spawania naroży.

Spawanie łukowe może być użyte do blach glinowych o grubości 1,63 mm odpowiadającej Nr.14 BS i grubszych.Górna granica nie została określona,gdyż zależy ona więcej od żądanych wyników,niż od możliwości samego procesu. Tak naprzykład próby przeprowadzone na blachach o grubości 9,5 mm/3/8"/ dały wyniki barazo dobre.Natomiast dolną granicą jest blacha Nr.14 BS, gdyż przy użyciu blachy cieńszej,następuje przepalenie nawet przy najmniejszym prądzie,jaki może być użyty.

Jedną z trudności,właściwą temu procesowi jest to,że po przerwaniu łuku na końcu elektrody tworzy się izolacja ze stopionej powłoki topnikowej,co uniemożliwia ponowne zapalenie.Należy wtedy potrzeć elektrodę o przedmiot spawany,celem usunięcia warstwy topnika ; można również obciąć koniec lecz jest to mniej ekonomiczne.

Poruszając elektrodą wzdłuż szwu zbyt wolno,wypalamy otwory względnie nakładamy materjału zbyt dużo. Użycie zbyt silnego prądu również powoduje przepalanie przedmiotu spawanego,natomiast zbyt słaby prąd,nie zapewnia dostatecznego przetopienia.

Na jwiększą zaletą łukowego spalania jest jego taniość ; szybkość spawania jest większa,niż przy innych metodach.Metoda ta nadaje się specjalnie do niektórych robót jak naprzykład naprawy wadliwych oraz pękniętych odlewów. Przedmiot mniej się paczy niż przy spawaniu palnikiem i podgrzanie przed spawaniem może być znacznie zmniejszone. Przy spawaniu łukowem odhartowanie przedmiotu jest znacznie mniejsze,ponieważ ciepło jest skoncentrowane i spawanie odbywa się znacznie szybciej niż palnikiem.

Topniki używane do spawania elektrycznego łukowego oraz palnikowego wywołują korozję przedmiotu,muszą więc być usunięte po dokonaniu spawania .Metodą dającą najlepsze wyniki jest zanurzenie spawanego przedmiotu na krótki przeciąg czasu do gorącego 5% roztworu kwasu azotowego lub do ciepłego 10% roztworu kwasu siarkowego,poczem należy spłukać gorącą wodą.Zupełnie wystarczającem jest również płukanie w gorącej wodzie z jednoczesnym czyszczeniem szwu twardą szczotką.Szew może być również oczyszczany strumieniem pary i metoda ta oddaje specjalnie usługi przy oczyszczaniu naroży.

Spawanie glinu przy pomocy palnika.

Spawanie glinu palnikiem,ze względu na jego odrębne właściwości w porównaniu ze spawaniem stali,lanego żelaza i innych metali,wymaga od spawacza specjalnego przygotowania. Technika spawania bowiem glinu jest dość trudna,pomimo to iż glin jest jednym z najłatwiej spawalnych metali. Spawać palnikiem możemy zarówno blachy aluminiowe jak i odlewy ze stopów glinowych. W obu wypadkach sposób wykonania jest mniej więcej ten sam, jakkolwiek różnica w fizycznych właściwościach może wprowadzić pewne zmiany. Odlewy stopowe są bardziej kruche niż czysta blacha glinowa i to może być powodem powstawania pęknięć przy skurczu. Z drugiej strony blachy z glinu są zwykle cieńsze od odlewów i wymagają większej ostrożności przy spawaniu.

Urządzenie potrzebne do spawania glinu palnikiem jest analogiczne ja k do spawania innych metali i składa się z zapasu tlenu i wodoru, względnie acetylenu,wentyli redukcyjnych i bezpieczeństwa,palników i kompletu końcówek.

Dobór odpowiedniego do danego przedmiotu palnika jest kwestją doświadczenia.

W poniżej załączonej tabliczce podane są przybliżone wymiary końcówek oraz odpowiednie ciśnienia gazów używanych przy spawaniu blach aluminiowych różnej grubości. Wymiar końcówki zależy zarówno od kształtu i wielkości,jak i od grubości ścianki,ponieważ większe przedmioty o większych powierzchniach odprowadzają energiczniej ciepło.Wielkość użytej końcówki zależy również od wprawy spawacza. Doświadczony spawacz pracujący szybko może się posługiwać stosunkowo większą końcówką,która w rękach powolniejszego i mniej doświadczonego spawacza spowoduje przegrzanie metalu i wypalenie otworów.

Do sp awania glinu i jego stopów używa się zwykle płomienia tlenowo-wodorowego,o ile tylko dostarcza on wymaganą ilość ciepła.Płomień

wodorowo-tlenowy daje czyste dobre połączenia a także wymaganą ilość ciepła aż do grubości blachy 9,5 mm /3/8"/. Jak widać z poniższej tabliczki przy użyciu wodoru należy posługiwać się końcówkami o średnicy większej,niż przy płomieniu acetyleno-tlenowym / do spawania blach tej samej grubości/.Niezależnie od użytego gazu należy płomień starannie wyregulować,gdyż tylko neutralny płomień może zapewnić największą szybkość pracy oraz ekonomję zarówno jak czystą,zdrową spoinę.

T a b l i c a I.

Przybliżone wymiary końcówek i odpowiadające ciśnienia gazów do spawania blach różnych grubości.

płomień wodorowo-tlenowy

Grubość blachy mm	średnica końcówki mm	ciśnienie tlenu kg/cm²	ciśnienie wodoru kg/cm²
0,64	0,64	0,07	0,07
0,81	0,89	0,07	0,07
1,03	1,15	0,07	0,07
1,63	1,40	0,07	0,07
2,05	1,65	0,14	0,07
3,26	1,90	0,14	0,07
4,11	2,16	0,21	0,14
4,62	2,41	0,21	0,14
5,19	2,77	0,28	0,14
5,83	3,19	0,28	0,14
6,54	3,43	0,28	0,14
8,25	3,81	0,49	0,35

Płomień acetyleno-tlenowy.

Grubość blachy mm	Średnica końcówki mm	Ciśnienie tlenu kg/cm²	Ciśnienie acetylenu kg/cm²
0,51-1,03	0,79	0,07	0,14
1,29-1,63	1,07	0,07	0,14
2,05-2,59	1,30	0,56	0,42
3,18-4,76	1,58	0,84	0,56
6,35	1,88	1,4	0,56
7,94	2,14	1,75	0,56
9,53-15,88	2,41	1,75	0,56

Cała powierzchnia glinu jest pokryta cienką warstewką tlenku glinu,który uniemożliwia połączenie się stopionych powierzchni obu łączonych metali. W celu otrzymania zdrowej spoiny należy usunąć tę izolującą warstwę. Jednak tlenek glinu jest trudniej topliwy niż czysty glin i wobec tego musi być usuwany mechanicznie względnie przez rozpuszczenie.

Na rynku znajduje się wiele różnych dobrych topników do spawania glinu,między innemi "Nr.22 Welding Flux" produkcji "The Aluminium Company of America". Topnik w postaci proszku miesza się z wodą mniejwięcej w stosunku 2:1 tak żeby otrzymać rzadką pastę. Zapas na cały dzień musi być przygotowany zrana i przechowywany w suchych naczyniach celem zapobieżenia rozkładowi.

Topnik można rozprowadzić wzdłuż szwu przy pomocy szczotki.Jeżeli do spawania używamy drut najlepiej zanurzyć go w topniku przed użyciem. Topiąc się w płomieniu palnika topnik oczyszcza całkowicie powierzchnie

metali spawanych,tak iż po stopieniu łączą się łatwo i otrzymujemy czystą i zdrową spoinę.

Staranny wybór drutu jest rzeczą konieczną o ile chcemy otrzymać dobrą spoinę. Przemysłowe aluminium /2S/ i stop glinowo manganowy /3S/ spawa się zwykle drutem z czystego alluminium,natomiast wytrzymałościowe stopy aluminjowe /17S,25 S i 51 S/ mogą być spawane drutem o tym samym składzie pod warunkiem swobodnej rozszerzalności i skurczu.

W większości jednak wypadków części spawane są sztywno zamocowane w szablonach i wtedy bezwarunkowo należy stosować drut o składzie : 5% Si,95% Al.

5% stop krzemowy łatwo się łączy ze wszystkiemi stopami glinowemi jest odporny na korozję i posiada wysoką wytrzymałość.

Zwykle do spawania blach do 3,2 mm /1/8"/ grubości używamy drut o średnicy 3,2 mm /1/8"/ dla grubszych zaś o średnicy 4 mm /5/32"/.

Cienkich blach można nie ukosować,jakkolwiek przy grubych ukosowanie daje lepsze wyniki. Przedmiot spawany winien być umocowany w ten sposób,by dolna część szwu była wolna, a to w celu umożliwienia dostatecznego przenikania dodatkowego metalu /z drutu/,który następnie może być usunięty.

Przy spawaniu płaskich blach pewne pofałdowanie jest praktycznie nieuniknione, a to z powodu skurczu i rozszerzalności.Większość tych spaczeń ogra nicza się tylko do powierzchni spawanej i może być usunięte przez przekucie.

Glin spawa się znacznie szybciej niż stal,przyczem w miarę ogrzewania metali spawanych szybkość spawania wzdłuż szwu wzrasta! Jest rzeczą bardzo ważną by spoiwo topić dopiero po stopieniu krawędzi.Spawacz szybko uczy się prawidłowo oceniać właściwy moment rozpoczęcia posuwania się wzdłuż szwu. Położenie palnika pod kątem 30° do powierzchni spawanej zapobiega zbyt raptownemu topieniu się metali.

Pewną różnicą pomiędzy spawaniem glinu i innych metali stanowi to, że niemożliwem jest określenie punktu topliwości zapomocą koloru,ponieważ glin nie zmienia koloru w granicach temperatur używanych przy spawaniu,zachowując swoją srebrno-białą barwę.

Spawanie przemysłowe czystego glinu.

Przygotowania przed spawaniem są analogiczne jak przy spawaniu blach stalowych.Długie szwy należy sczepić na całej długości w odległości 50 - 100 mm /2" - 4"/ żeby zapobiec zachodzeniu na siebie względnie rozchylaniu się blach. Topimy następnie obie krawędzie równomiernie przyczem topnik usuwa tlenki glinu z powierzchni spawanych metali,które łączą się wtedy z łatwością. Koniec drutu należy trzymać w płomieniu w pobliżu metalu. Drut bowiem jest topiony przez płomień a nie przez stopiony materjał szwu,którego ciepło jest niewystarczające do stopienia drutu. Grubość szwu ponad powierzchnię wynosi zwykle 1,6 - 3,2 mm / 1/16" - 1/8"/. O ile przy spawaniu długich szwów występują pofałdowania należy je usunąć przez kucie, przed dalszym spawaniem

Wytrzymałość spoin.

W wypadku "twardo" walcowanej blachy z czystego glinu najsłabszą częścią połączenia są strefy leżące po obu stronach szwu.Grubość blachy przy spoinie można powiększyć przez dodanie drutu.Pomimo częściowego wyżarzenia/niezależnie od poprzedniego hartowania/ otrzymujemy naprężenia rozrywające około 9,9 kg/mm² /14000 f./cal.kw./. Próby na rozerwanie przeprowadzone na połączeniach spawanych z materjałów o składzie

2 S i 3 S wyżarzonych o grubosci 6,4 - 19 mm / 1/4" -3/4"/ wykazały, że wytrzymałość wynosi 75 - 92% wytrzymałości materjału. Przeciętna wytrzymałość spoiny nie przekutej wynosi 75%.

Co do stopów podlegających obróbce cieplnej /17 S,25 S i 51 S/ to można oczekiwać, że obróbka cieplna przeprowadzona po spawaniu przywróci im pierwotną wytrzymałość. Materjały te jednakże w formie lanej są mniej wrażliwe na obróbkę cieplną niż w stanie obrobionym mechanicznie / przez początkowe przekucie/.

Wykończenie spoin.

Po wykonaniu spoiny i ostygnięciu przedmiotu należy bardzo starannie usunąć wszelkie ślady topnika, gdyż z natury rzeczy powoduje on korozję / na tem polega jego działanie/. Z tego względu staranne usunięcie topnika w krótkim czasie po spawaniu jest rzeczą bardzo ważną, szczególnie wtedy gdy przedmiot ma być metalowany lub wykończany w inny sposób. Mycie spoiny tylko gorącą wodą i szczotką nie jest wystarczające a to ze względu na trudność usunięcia topnika z miejsc trudno dostępnych. Dobre wyniki daje mycie przedmiotu spawanego w 5% roztworze kwasu azotowego względnie siarkowego po uprzedniem wymyciu gorącą wodą. Kwas ten następnie trzeba zmyć czystą gorącą wodą. Jeśli to jest możliwe należy przekuć spoinę, przez kucie usuwamy bowiem częściowo naprężenie termiczne, zmieniamy również strukturę odlewu spoiny na bardziej korzystną i usuwamy przytem powierzchowną porowatość. Po przekuciu spoinę można oszlifować, upodabniając ją w ten sposób do reszty metalu.

W chwili obecnej spawanie glinem stale się rozwija i postępuje naprzód.

---ooooOooo---

SPAWANIE ATOMOWO-WODOROWE.

Swarka atomnym wodorodom.
inż.G.W.Akimow.
Technika Wozdusznego Flota Nr.1 1931.

Zasada Langmuir´a.

Nowa metoda spawania przy pomocy atomowego wodoru przedstawia piękny przykład bezpośredniego zastosowania "abstrakcyjnej", "czystej" nauki do rozwiązania bardzo skomplikowanych zagadnień technicznych.

Znany amerykański fizyk Langmuir zajmował się badaniem dysocjacji /rozpadu/ cząsteczki wodoru /H_2/ na atomy /H/. Prace to odnosiły się do teoretycznych zagadnień fizyki i chemji fizycznej, wiążących się z kwestją budowy materji i mechanizmu reakcji chemicznych. Do badań Langmuir´owi potrzebne były pewne ilości atomowego wodoru, t.zn. wodoru składającego się nie z cząsteczek dwuatomowych, a ze swobodnych atomów.

Okazało się, że można przeprowadzić reakcję $H_2 \rightarrow H + H$, t.j. dysocjację cząsteczkowego wodoru, różnemi metodami: fotochemicznie /oświetlenia wodoru światłem o określonej długości fali/, termicznie przez zetknięcie wodoru z rozżarzoną nicią wolframową przy pomocy cichego wyładowania w atmosferze wodoru i wreszcie, przepuszczając wodór przez łuk między metalowemi elektrodami. Ta ostatnia metoda była jak to zobaczymy dalej, podstawą nowego sposobu spawania.

Reakcja $H_2 \longrightarrow H + H$ przebiega w łuku dość energicznie i znaczna część przepuszczonego wodoru dysocjuje. Mechanizm tej reakcji nie jest dokładnie znany,ale podług wszelkiego prawdopodobieństwa,przeważają procesy termicznego rozbicia cząsteczki,oraz procesy rozbijania cząsteczek uderzeniami elektronów 1/.

Reakcja dysocjacji cząsteczki wodoru jest endotermiczna,t.j.pochłania ciepło. Odwrotnie, rekombinacja cząsteczki wodoru z atomów,t.zw. $H + H \longrightarrow H_2$ zachodzi,wydzialając równoważną ilość ciepła,a więc jest reakcją egzotermiczną. Ciepło tej reakcji jest bardzo znaczne i zgodnie z teorją i doświadczeniem /Witmer,Dike-Gopfild,Langmuir i inni/ wynosi w przybliżeniu 95 Kal /dużych kalorji na 1 gram-mol/.

Wodór atomowy,jakie go należało oczekiwać na podstawie teorji, przedstawia sobą przy niskich temperaturach system bardzo niestały, atom wodoru jest bardzo aktywny i rekombinacja przebiega z dużą szybkością. Z tego powodu wodór,dysocjujący w łuku, znowu rekombinuje po wyjściu z niego,czemu zgodnie z powyższym,winien towarzyszyć duży efekt cieplny.

Powierzchnie metalowe,działając jako katalizatory,przyspieszają proces rekombinacji. Ciepło rekombinacji jest tak wielkie,że nie zdąża rozproszyć się przez promieniowanie lub też przez przewodnictwo, i strumień wodoru w obszarze maksymalnej rekombinacji /2 - 5 cm.od łuku/ rozżarza się do bardzo wysokiej temperatury. Langmuir określa tę temperaturę na około 4000°. Jednakże,nie tylko wysoka temperatura stworzyła możność praktycznego wykorzystania rozżarzonego strumienia rekombinujących atomów wodoru. Najważniejszą jest tu ta okoliczność,że płomień Langmuir´a jest beztlenowym płomieniem,ponieważ żaden proces spalania tu nie zachodzi i wodór jest zupełnie wyłączony,jako niezbędny czynnik otrzymania wysokiej temperatury. Cowięcej wodór przy wysokiej temperaturze posiada działanie silne redukujące to też nie należy się obawiać utlenienia metalowych elektrod,ani metalu umieszczonego w płomieniu Langmuir´a.

Stąd zupełnie oczywistem jest praktyczne zużytkowanie strumienia atomowego wodoru dla spawania metali. Rzeczywiście,"płomień ten nie zawiera tlenu,węgla ani azotu,tak że wszystkie możebne w tych wypadkach procesy utleniania,nawęglania i azotowania metalu są wykluczone.Wszyscy spawacze doskonale wiedzą,jak ciężko uniknąć przy użyciu płomienia tlenowo acetylenowego-utleniania lub też odwrotnie - nawęglania metalu. Koniecznym staje się wtedy zastosowanie topników,które ze swojej strony stwarzają nowe trudności przy otrzymaniu zdrowego,wytrzymałego szwu, i prócz tego niedostatecznie dobrze ochraniają metal.

Przy metodzie Langmuir´a wszystkie obawy o czystość szwu zostają wyłączone,ponieważ spawanie,t.j. topienie metalu, zachodzi w atmosferze czystego wodoru, który chroni również metal od zetknięcia z powietrzem.

A p a r a t y.

Obecnie sposób Langmuir´a opracowano technicznie ; firma General Electric Company /Schenectedy U.S.A./ wypuściła na rynek aparaty dla spawania atomowym wodorem,które zaczęto szeroko stosować w różnych gałęziach amerykańskiego przemysłu. Komplet urządzenia 2/ składa się

1/Langmuir Gen.Electr.Rev.29,1926 str.153;Languir and Weinmann,Gen.Electr.Rev.29,1926 str.159 patrz również K.F.Bongofer,Swoistwa Swobodnych atomow wodoroda,"Uspiechy Fizyczeskich Nauk",VIII,1928,str.65,71.
2/ Prospekt Gen.Electr.Comp.G.E.A.,823 B ; Arc-Welding Manual Ed.G.E.A. 1929,str.153.

z następujących części:

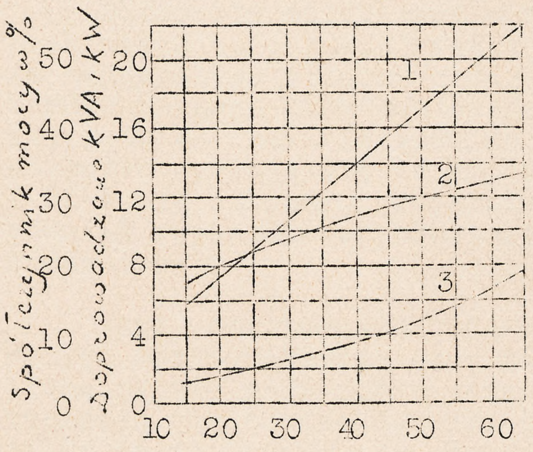
1/Jeden lub dwa transformatory dla otrzymania niezbędnego napięcia
2/Deska rozdzielcza,na której są zamontowane cewka dławikowa,amperomierz przekaźnik szeregowy,ogranicznik prądu /time limit relay/,nastawnik kontaktowy,przełącznik i urządzenie dla włączania prądu,a także około 4,5 metra trójprzewodowego kabla.
3/Uchwyt elektrod/właściwy aparat do spawania/ z 6 metrami dwuprzewodowego kabla i 6 metrami giętkich rurek dla doprowadzania gazu.
4/Elektrod z Wolframowego drutu o średnicy 1,5 i 3 mm.
5/Hełm ochronny dla spawacza.

Do tego należy dodać jeszcze butlę ze sprężonym wodorem,zaopatrzoną w zawór redukcyjny oraz manometr,/butlę należy nabyć oddzielnie,ponieważ nie jest ona dostarczana przez firmę/.

Urządzenie elektryczne służy do otrzymania prądu o określonym napięciu i natężeniu.

Transformator daje 300 wolt i jest budowany na prąd 110,220,440 lub 550 wolt o 50n lub 100n okresach. Obniżenie napięcia uskutecznia się zapomocą skalowanej cewki dławikowej.

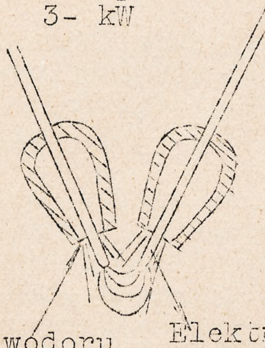
Na rys.1 podano elektryczną charakterystykę urządzenia. Tutaj k V A i k W odnoszą się do pracy podczas spawania. Przy włączeniu aparatu, ogranicznik prądu wyłącza w przybliżeniu na 5 sek. cewkę dławikową i do elektrod płynie prąd o dużym napięciu /300 wolt/ i o wielkim natężeniu niezbędnym dla zapalenia łuku. Po upływie tego czasu,cewka dławikowa znowu włącza się i napięcie obniża się do 60 - - 90 wolt. Natężenie prądu waha się w zależności od pracy od 15 do 70 amper.



Rys.1.Charakterystyka pracy aparatu dla spawania atomowym wodorem.Dwa transformatory typu M włączone szeregowo.
Oznaczenia 1- kVA
2- spółcz.mocy/cos
3- kW

Grubsze arkusze wymagają większego natężenia prądu,ponieważ ilość powstającego w łuku atomowego wodoru jest proporcjonalna do natężenia prądu,doprowadzonego do elektrod.

Schemat uchwytu dla elektrod /aparat do spawania jest przedstawiony na Rys.2.



Rys.2.

Wodór przy pomocy giętkiej rurki doprowadza się do elektrod i przez otwory strugami idzie do elektrod, trafiając w łuk. Takie doprowadzanie wodoru dobrze chroni wolframowe elektrody od utleniania, i z tego powodu one się nie palą, a tylko się wolno ulatniają pod wpływem wysokiej temperatury łuku. Do łuku doprowadza się nadmiar wodoru, tak by cała przestrzeń łuku i obszaru rekombinacji była otoczona atmosferą wodoru i spawany metal skutkiem tego,był dobrze chroniony od wpływu powietrza. Elektrody są to druty wolframowe, 1,5 mm i 3 mm o długości 220 mm.

Elektrody mniejszej średnicy,używają się dla prac,gdzie natężenie prądu nie przekracza 35 amper.; większej średnicy - do cięższej pracy i wysokiego napięcia. Dźwignia dla sterowania elektrodami pozwala na zbliżanie i rozsuwanie ich. Kiedy aparat nie pracuje,elektrody stykają się,tak,iż obwód wtórny,składający się z uzwojenia wtórnego transformatora,amperomierza,cewki dławikowej i elektrod jest krótkozwarty /nawet, jeśli prąd jest włączony w obwodzie pierwotnym/.

Przytem,cały prąd w obwodzie wtórnym zostaje pochłonięty przez cewkę dławikową.Łuk automatycznie zapala się przy rozsuwaniu elektrod. Dla zgaszenia łuku i przerwania pracy wyłącza się wyłącznik łączący uchwyt i cewkę z wtórnem uzwojeniem transformatora.

Pra ca z aparatem dla atomo-wodorowego spawania jest b.zbliżona do pracy ze zwyczajnym,tlenowo-acetylenowym palnikiem. Przedmiot spawany nie jest częścią obwodu elektrycznego i z tego powodu izolowanie jego jest zbędne./jak w wypadku spawania łukowego/. Przy spawaniu cienkich arkuszy nie używa się drutu do spawania. Przy grubszych arkuszach dla wzmocnienia szwu można używać drutu spawalnego,jaki przy zwykłem spawaniu.

Z a s t o s o w a n i e .

Całkowite odizolowanie miejsca spawanego od działania powietrza, brak nawęglania i azotowania zarówno jak dostatecznie wysoka regularna temperatura atomowo-wodorowego "płomienia" daje możność otrzymania bardzo równego nieutlenionego,wysokowartościowego szwu. Wogóle wszystkie gatunki stali,włączając niklowe,chromowe, molibdenowe i manganowe.łatwo spawają się tą metodą. Nawet dla stali o zawartości węgla 1,25 % był otrzymany zupełnie zadawalniający szew. Dobrze wykonywa się również napawanie szybko tnącej stali na trzonki wykonane ze stali małowęglistej.

Szwy, otrzymane metodą atomowo-wodorowego spawania ,oznaczają się wysoką wytrzymałością oraz niezwykłą ciągliwością. Cienkościenne żeliwne odlewy dają się z łatwością spawać. Jamy w odlewach przekuwanych zapawają się bardzo dobrze. Chromowe nierdzewiejące stale,o zawartości Cr do 40 %,dają się spawać, ale szew otrzymuje się twardy i kruchy. Przy zawartości Cr do 20 %,szew po spawaniu może być ulepszony przez obróbkę termiczną. Stale nierdzewiejące typu V 2A /18% Cr,8% Ni/ łatwo spawają się i dają dobry,wytrzymały,ciągliwy szew. Spawanie stali o wysokiej zawartości manganu również daje zadawalniające wyniki. Nikiel oraz stopy typu Ni - Cr / nawet lane/,spawają się dobrze. Miedź i jej stopy /bronzy i mosiądze/ wymagają topników i nie dają specjalnie wyników dobrych.

Glin i dural spawają się łatwo,lecz również wymagają topników Molibden,srebro, wolfram, spawają się zadawalniająco. Ogólnie biorąc metale,posiadające niższą temperaturę topliwości,wymagają mniejszego natężenia prądu.

Lotnictwo wymaga od spawanych robót bardzo wysokiej doskonałości i dąży do otrzymania szwu o najwyższych własnościach mechanicznych przy minimalnej wadze konstrukcji. Z tego powodu zastosowanie w lotnictwie spawania metodą Langmuir'a do specjalnie odpowiedzialnych robót spawanych ma dużą wartość i są niezbędne próby praktyczne w tym kierunku.

Powyższa metoda znalazła zastosowanie w Niemczech pod nazwą: Arcatom -schweissferfahren.

DWURZĘDOWE SILNIKI WASP,PRATT & WHITNEY
Pratt & Whitney twin row Wasp.
Aviation,April 1933.

W r.1929 firma Pratt & Whitney rozpoczęła studja nad silnikami dwurzędowemi w gwiazdę,zamierzając w ten sposób podnieść moc silników gwiazdowych ponad dotychczasową normę. Jesienią tego roku przedsięwzięto konstrukcję tego silnika,posiadającego dwa rzędy po siedem cylindrów o łącznej pojemności 37,7 lt i zaopatrzonego w reduktor o przekładni 2:1. Po szeregu prób stwierdzono przydatność silnika i przystąpiono do badań nad jego oporem czołowym w porównaniu do jednorzędowego. Poza zmniejszeniem tego oporu na jednostkę mocy stosowanie silnika dwurzędowego jest połączone z następującemi korzyściami: zmniejszenie sił bezwładnościowych /mniejsze wymiary części ruchomych/, a zatem dopuszczalność wyższych obrotów, dłuższa używalność silnika dzięki mniejszej mocy na jeden cylinder. Wyższe obroty zmusiły do zastosowania reduktora o odpowiednio dobranej przekładni i do zapewnienia w ten sposób śmigłu wyższej sprawności i spokojniejszej pracy.

Z końcem 1930 przekonano się,że silnik o pojemności 37,7 lt posiada zbyt dużą moc jak na potrzeby lotnictwa amerykańskiego i rozpoczęto prace nad silnikiem 30-litrowym,następnie zaś nad 25,2-litrowym. Mniejszy z dwóch, Twin Wasp Junior został wypuszczony na wiosnę 1932 r., ukazując się na wystawie w Detroit, a opis jego podano w Aviation,May 1932. W ostatnich czasach ogłoszone zostało ukończenie prac nad silnikiem o większym litrażu,Twin Wasp.

Twin Wasp, posiada pojemność 30 litrów przy mocy nominalnej 830KM i 2400 obr/min. Zastosowanie sprężarki pozwala na utrzymanie tej mocy do wysokości 1370 mt /4500 stóp/.100-godzinna próba wykazała zużycie paliwa 250 gr/KM_e godz i smaru 12 gr/KM_e godz. Ciężar 510 kg rozkłada się w stosunku 0,615 kg/KM. Przekładnia reduktora wynosi 3:2. Największa średnica sięga 1220 mm wobec 1310 normalnego Waspa.

W szczegółach silniki te nie odbiegają od konstrukcji,stosowane zazwyczaj przez firmę Pratt & Whitney. Kartery są wykonane ze stopu glinowego,cylindry są złożone ze stalowych tulej i nakręconych na nie glinowych głowic,tłoki odkute z glinu oraz wał i korbowody stalowe kute. Silnik składa się z trzech oddzielnych grup: część przednia,zawierająca reduktor,łożyska wału śmigła,suwaki rozrządu przedniego rzędu i t.d.; część środkowa,na którą się składają dwa rzędy cylindrów,umieszczone w dzielonym karterze i otaczające wał o dwóch wykorbieniach, podtrzymujących każde korbowód główny i sześć bocznych; tylna część służąca za pomieszczenie dla suwaków tylnego rzędu cylindrów,sprężarki systemu General Electric oraz dla napędów pomocniczych. Montaż tych części trzech może być przeprowadzony niezależnie od siebie.

Każdy silnik jest zaopatrzony w rozrusznik Eclipse,podwójny gaźnik Stromberg,dwa iskrowniki Scintilla,pompy smaru,filtry smaru,pompę benzynową,napęd K.M. oraz napęd licznika i generatora. Istnieje możność wbudowania na silnik pompy wytwarzającej podciśnienia dla poruszania instrumentów oraz umieszczenia na nim specjalnego zaworu,dostarczającego smar do hydraulicznie nastawianych śmigieł o zmiennym skoku typu Hamilton Standard.

Poniżej są zestawione dane charakterystyczne dotyczące silników dwurzędowych Pratt & Whitney.

Silnik	Twin Wasp Junior	Twin Wasp
Moc nominalna	700 KM,2500 obr/m, 2440 m	830 KM,2400 obr/m,1370 m
Ciężar kg	442	510
Największa średnica mm	1115	1220
Zużycie paliwa/szybkość podróżna/	208 gr/KM_eg	208 gr
Zużycie smaru/szybkość podróżna/	9 gr/KM_eg	9 gr
Przekładnia reduktora	4:3	3:2

ZASTOSOWANIE ŻYWIC SYNTETYCZNYCH W LOTNICTWIE .

Kunstharzstoffe und ihre Bedeutung für den Luftfahrzeugbau.
Z.F.M., 28 Dezember 1932

Żywice syntetyczne zdołały w zadziwiająco krótkim czasie znaleść zastosowanie w najróżnorodniejszych gałęziach techniki.Dla lotnictwa wchodzą w rachubę z pośród tych materjałów przedewszystkiem żywice fenolowo-formaldehydowe /bakelit/.Surowce służące do ich wytwarzania,fenol i formaldehyd są produktami destylacji węgla kamiennego lub drzewa, materjałów o niskiej cenie.Wytwarzanie części z tych żywic następuje przy wysokiej temperaturze i pod ciśnieniem oraz z dodatkiem papieru tkaniny,mąki drzewnej lub azbestu; w ten sposób mogą być wyrabiane płyty i części o kształtach złożonych przy użyciu specjalnych matryc.Obniżenie kosztów takiej produkcji daje się osiągnąć przez wprowadzenie pewnych wyrobów normalnych,wykonywanych w większych ilościach,co zatem idzie więc szersze rozpowszechnienie tych rzeczy w lotnictwie jest narazie trudne.

Przemysł lotniczy niemiecki ograniczał się dotychczas do stosowania tego materjału przy wyrabianiu części pomocniczych,jak naprzykład korpusów do zegarów pomiarowych, a ostatnio zaczął go używać do rolek prowadzących linki do poruszania sterów . wykonywanych z wkładkami z tkaniny.

Zagranicą spotyka się płyty żywiczne jako pokrycie kabin,szkła zastąpione przez przezroczyste żywice,pozatem kółka z Micarty /żywica z dodatkiem tkaniny/ w miejscu płozy ogonowej. Z podobnego materjału były wykonane śmigła które się między innemi odznaczyły przy wielkim locie Byrda do bieguna południowego i dowiodły możliwości stosowania tych materjałów do części,podlegających wysokim obciążeniom.

Znane dotychczas żywice ustępują znacznie pod względem własności wytrzymałościowych,statycznych i dynamicznych innym materjałom,używanym przy budowie płatowców. Odpowiednie rozmieszczenie i dobór warstw pośrednich /papier,tkanina/przyczynia się do poprawienia własności, zależnie od przeznaczenia części.

Nowsze badania dowiodły możliwości sporządzenia połączenia warstwy sklejkowej z okładzinami żywicznemi,wykazującego w porównaniu do samej żywicy znaczne polepszenie jej złych własności : niskiego spółczynnika sprężystości i niewielkiej wytrzymałości dynamicznej,przyczem zalety żywicy, odporność na zmiany kształtu i pogody pozostały nienaruszone.Próby przeprowadzone na takich składanych materjałach i wykonanych z nich częściach pozwalają się spodziewać dalszego ich rozpowszechnienia w lotnictwie.

METODA ELEKTRYCZNEGO BADANIA MATERJAŁÓW W BUDOWIE SILNIKÓW SAMOCHODOWYCH I LOTNICZYCH .

Elektrische Werkstoff - Untersuchung im Automobil - und Flugmotorenbau,

Dipl - Ing.H.Schneider.
Maschinenbau 1930,H.22.

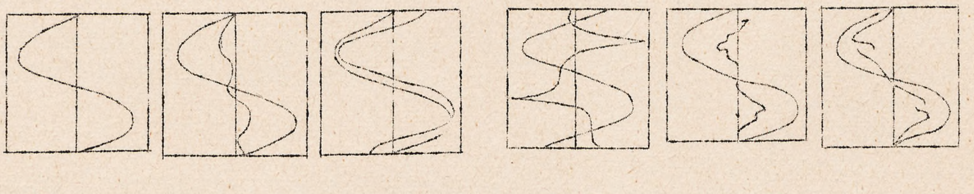
Wysokie naprężenia powstające w częściach silników samochodowych i lotniczych wymagają przeprowadzania starannych badań materjałów stosowanych. Jest to szczególniej ważne celem uniknięcia uszkodzeń z powodu zmęczenia metali,ponieważ są one wynikiem niewielkich uszkodzeń powierzchni zewnętrznej i niejednorodności budowy wewnętrznej,które w większości wypadkach nie mogą być wykryte przy przeglądzie materjałów

i wyrobów z nich.

Z pomiędzy uszkodzeń powierzchniowych materjału najczęściej spotyka się włoskowate pęknięcia które są zaczątkiem zniszczenia metalu przy długotrwałej jego pracy. Dla wykrycia takich pęknięć stosuje się trawienie wyrobów kwasami. Kwas przy trawieniu zgryza ostre kanty pęknięć i z tego powodu ułatwia wykrycie ich. Oprócz tego kwas rozpuszcza zendrę. Oczywiście sposób ten nie może służyć dla wykrycia wszystkich zewnętrznych uszkodzeń,nie mówiąc już o tem,że celem przeprowadzenia starannego badania,potrzeba dużo czasu i pieniędzy. Dla wykrycia wewnętrznych defektów,sposób ten zupełnie nie nadaje się.

Sposób który daje możność uniknięcia powyższych braków,polega na tem,że materjały, a więc w pierwszym rzędzie pręty,z których wyrabia się dużą ilość części,zarówno silników automobilowych jak i lotniczych poddawane są badaniu przy pomocy indukcji magnetycznej. Przyrząd używany w tym celu,składa się z dwóch cewek znajdujących się w pewnej, określonej odległości od siebie, przyczem każda z nich posiada uzwojenie pierwotne i wtórne. Cewki włączone są szeregowo. Na każdej cewce uzwojenie pierwotne jest zzewnątrz,wtórne zaś wewnątrz. Zapomocą opornika można zmieniać wielkość prądu wzbudzającego i dobierać ją odpowiednio do badanego przedmiotu t.j. w zależności od materjału i wymiarów wyrobu. Badane pręty stali przechodzą przez cewki,przyczem posuw uskutecznia się ręcznie,albo też zapomocą specjalnego mechanizmu,napędzanego silnikiem elektrycznym. Maksymalna szybkość posuwu - 0,25 m/sek. Wielkość jej dobiera się w zależności od wymiarów i ciężaru badanego materjału. Trzy komplety zamiennych cewek,różniących się między sobą tylko średnicą wewnętrznego otworu,dają możność przeprowadzać badania materjału,którego średnica może wahać się w granicach od 38 - 178 mm.

Przy pomocy oscylografu przeprowadzamy badania danego przedmiotu.



Rys.1. 2. 3. 4. 5. 6.

Oscylograf automatycznie rejestruje kolejne zmiany prądu w obu cewkach a także zapomocą bardzo czułego lusterkowego galwanometru daje obraz krzywych /zmian prądu/ na matowej szybce. W wypadku,gdy badany pręt niema uszkodzeń powierzchniowych, a także jeżeli jego budowa wewnętrzna jest jednorodna - pierwotna siła elektromotoryczna oraz siła elektromotoryczna prądu w uzwojeniu wtórnem będą zmieniać się według sinusoidy przyczem obydwie sinusoidy będą się pokrywać.

Na rys. 1 - 6 podano oscylogramy dla tego samego materjału,różniącego się tylko budową. Na rys.1 podano wykres w wypadku badania zwykłej drobnoziarnistej stali,bez żadnych wad. Na rys.2 podano wykres stali,posiadającej budowę gruboziarnistą. Rys. 3 przedstawia wykres charakteryzujący stal o bardzo dużem ziarnie -t.gruboziarnista. Wykres rys.4 odpowiada stali z przepaloną powierzchnią zewnętrzną ; przepalenie to charakteryzuje się ostremi przejściami /ostrzami/. Wykres na rys.5 wskazuje na istnienie bardzo drobnych pęknięć. Wreszcie rys.6 odpowiada materjałowi posiadającemu wewnętrzne wyżarcie.

Ocenianie materjału podług otrzymywanych wykresów,przy zastosowa-

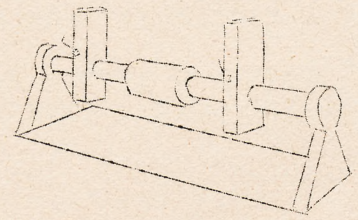
niu,podług otrzymywanych wykresów,przy zastosowaniu przyrządu do badania większych ilości materjału tego samego gatunku znacznie się upraszcza przez zastosowanie normalnych /sztandardowych/ wykresów dających możność przeprowadzać porównanie z wykresami,otrzymywanemi podczas badania .Przygotowując normalne wykresy należy uważać,by były one zdejmowane z prętów nie mających widocznych uszkodzeń powierzchni zewnętrznej a także wewnętrznych defektów. Pozatem pręty winny posiadać bezwzględnie drobnoziarnistą budowę. Należy również mieć na uwadze,że każdy gatunek stali daje swoje własne wykresy charakterystyczne.

Zapomocą opisanego przyrządu[1/] można wykrywać istniejące uszkodzenia powierzchni zewnętrznej,jak np. włoskowate pęknięcia,a także defekty wewnętrzne,jak nieczystość,wyżarcie i t.p. Prócz tego można określić wielkość ziarna a także budowę,oraz rodzaj obróbki termicznej,twardość,szybkość chłodzenia,zawartość węgla,obecność naprężeń wewnętrznych i.t.d. Każdy z tych defektów lub własności materjału charakteryzuje się krzywą zupełnie określonego kształtu /dla danego defektu lub własności/ właściwą tylko danemu defektowi i.t.p.

Prócz przyrządu opisanego dającego możność przeprowadzenia badań materjału prętowego,jest również przyrząd przeznaczony do badania gotowych przedmiotów. Podstawą teoretyczną przyrządu jest zjawisko powstające przy namagnesowywaniu kawałka stali,mającego nadłamanie lub pęknięcie,wtedy linje magnetyczne zmieniają swój kierunek w sąsiedztwie miejsca uszkodzonego rys.7. Przyrząd składa się z pręta cewki oraz dwóch ramion tworzących biegun /rys.8/. Kształt biegunów wybiera się taki,by można było łatwo uskutecznić zetknięcie z końcami przedmiotu badanego.Przyrząd jest zasilany prądem stałym. Przy przepuszczaniu prądu przez cewkę w pręcie indukuje się strumień magnetyczny,który wychodzi przez jeden biegun,przechodzi następnie przez przedmiot badany i powraca wreszcie przez drugi biegun.Najdrobniejsze nawet pęknięcie w badanym przedmiocie zwiększa opór stawiany strumieniowi magnetycznemu,przyczem część linji magnetycznych w miejscu pęknięcia odchyla się od kierunku normalnego i wychodzi poza obręb przedmiotu. Właśnie te linje magnetyczne wychodzące poza obręb przedmiotu,pozwalają na wykrycie pęknięć.Przed badaniem przedmiot pokrywa się specjalnym atramentem,zawierającym drobne,żelazne czyste opiłki. Przedmiot pokryty takim atramentem,umieszcza się w przyrządzie. Przy przepuszczaniu przez przyrząd prądu na powierzchni w miejscu pęknięcia zjawia się czarna linja. Im większe pęknięcie,tem bardziej widoczna jest ta linja. Linja ta powstaje dzięki temu,że linje magnetyczne,zmieniają w miejscu pęknięcia swój kierunek i wychodząc przytem poza obręb przedmiotu,oddziaływują na żelazne opiłki będące składnikiem atramentu,którym pokryto przedmiot. Opiłki w miejscu pęknięcia przybierają kierunek linji magnetycznych, tworząd wzdłuż pęknięcia niewielkie wzniesienia.



Rys.7 Rozkład linji magnetycznych dokoła pęknięcia.



Rys.8 Przyrząd do badania wyrobów.

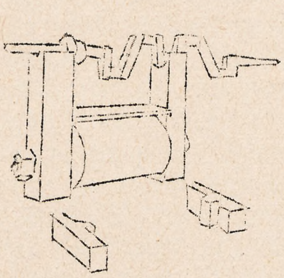
Doświadczenia wykazały,że ilość przepuszczanych linji magnetycznych powinna się dobierać odpowiednio do wielkości oporności magnetycznej przedmiotu badanego. W wypadku przesycenia stali,nadmiar strumienia magnetycznego rozprasza się w przestrzeni, nawet pomimo braku jakichkolwiek uszkodzeń. Oczywiście,że przy tak przeprowadzonych doświad-

czeniach mogą być otrzymywyne błędne wyniki. Z drugiej strony, za słaby strumień magnetyczny może również doprowadzić do błędnych wyników, ponieważ linje magnetyczne odchylając się w miejscu pęknięcia pójdą zdrową częścią przedmiotu, nie wychodząc nazewnątrz, a więc nie okażą żądanego działania na atrament, którym pokryty jest przedmiot badany.

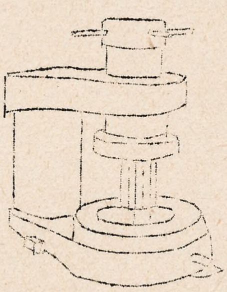
Przy badaniu przedmiotów ze stali stopowych lub innych materjałów o małej przenikliwości magnetycznej wielkość przewodnictwa magnetycznego powinna być dokładnie znana i przyjęta pod uwagę. Zmiana strumienia magnetycznego osiąga się drogą zmiany natężenia prądu elektrycznego zasilającego cewkę.

Dla regulowania natężenia prądu stosuje się potencjometr. Natężenie prądu doprowadza się do żądanej wielkości przy której przeprowadza się badania, stopniowo. Po skończeniu badania prąd wyłącza się potencjometrem, również stopniowo. Dla usunięcia z przedmiotu badanego magnetyzmu szczątkowego przesuwamy suwak potencjometru podczas wyłączania za położenie zerowe, co pociąga za sobą zjawjanie się prądu rozmagnesowującego.

Przyrząd opisany można stosować do badania części dowolnego kształtu. Jeżeli badaniu podlega większa ilość identycznych części celowem jest nadać przyrządowi najbardziej odpowiedni kształt. Tak naprzykład na rys.9 przedstawiono konstrukcję przyrządu, przeznaczonego do badania wałów wykorbionych. Są również przyrządy, umożliwiające badanie przedniej osi auta lub tem podobnych części. Konstrukcja przedstawiona na rys.10 służy specjalnie do badania kół zębatych.



Rys 9 Badanie wału wykorbionego



Rys. 10, Badanie koła zębatego.

Istnieją również przyrządy z przestawianemi biegunami, wskutek czego stają się one uniwersalne, ponieważ przy takiej konstrukcji biegunów można je przestawiać w zależności od długości części badanych. Zużycie energji w przyrządach o zwykłej konstrukcji nie przekracza 150 wat.

Oba opisane przyrządy mogą być polecane dla stosowania w przedsiębiorstwach zajmujących się obróbką metali.

1/Opis budowy oscylografu podano w piśmie V.D.I. Bd 74 /1930/str.359 w artykule p.t. Oszillographen.

---oooOooo---

ZALETY SKRZYDLA "CROCODILE"
Les avantages de l'aile "Crocodile"
Les Ailes Nr.614 Mars 1933.

W poniższym artykule zabrano szereg wiadomości dotyczących skrzydeł o krawędzi spływu otwierającej się ku dołowi i stałym grzbiecie, jak np. skrzydła Northrop Gamma i Delta. W Nr.606 Les Ailes /styczeń 1933/ opisany został nowy samolot amerykański Northrop Gamma. Samolot ten wywołał sensację ze względu na kilka cech charakterystycznych dzięki którym osiągnął wyniki samolotu wyścigowego. Gamma, którego ciężar całkowity wynosi 1590 kg /w tem 540 kg ciężar użyteczny handlowy/ rozwija szybkość

316 KM/godz przy 75 % maksymalnej mocy ; zasięg działania przy tej szybkości - 2000 km. Wyniki te zostały osiągnięte dzięki użyciu specjalnego hamulca aerodynamicznego,który pozwala na natychmiastową zmianę "finesse" w locie w stosunku 3:1.

Jest rzeczą znaną,że zalety aerodynamiczne w locie są często krępujące jeśli chodzi o lądowanie. Pomysłowość konstrukcji Gamma polega na podziale krawędzi spływu na całej długości skrzydła na dwie części: górną stałą, tworzącą grzbiet profilu,dolną ruchomą w kształcie klapy. To jest właśnie skrzydło "Crocodile".

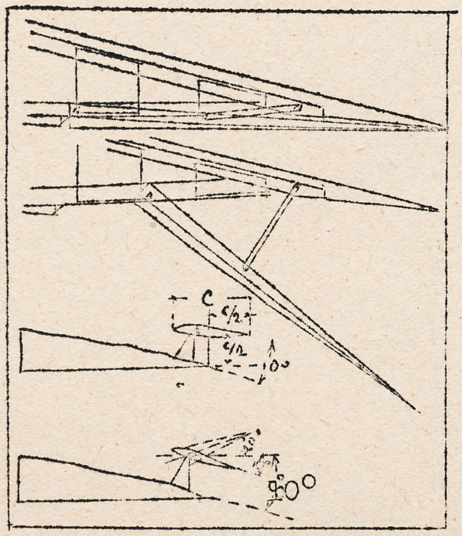
John K.Northrop, konstruktor samolotu Gamma,opisuje w" The Aeroplane" zalety tej konstrukcji: jeżeli w locie ślizgowym otworzymy klapy pod kątem 45°, to szybkość schodzenia będzie 3 do 4 razy większa niż przy klapach zamkniętych. To gwałtowne opadanie robi duże wrażenie i możnaby przypuszczać,że lądowanie w tych warunkach skończy się połamaniem podwozia. Samolot wychodzi jednak z takiego lotu ślizgowego równie łatwo jak samolot o dużym oporze czołowym. Klapy znajdujące się na samolocie Gamma /dolnopłat/ blisko ziemi działają jak poduszki powietrzne i chronią automatycznie samolot przed rozbiciem,powiększając jego siłę nośną. Aby wygodnie wylądować, wystarczy tylko lekko wyprostować samolot. Klapy na samolocie Gamma zwiększają siłę nośną o 40% i opór czołowy o 300%, szybkość rzeczywista zetknięcia z ziemi maleje i jednocześnie tłumione jest chwianie się.

Przy locie ślizgowym z szybkością 135 km/godz szybkość opadania pionowego wzrasta ze 106 m/min przy klapach zamkniętych do 410 m/min przy klapach otwartych. W obu wypadkach samolot jest bardzo sterowny. Pilot może sobie wybrać teren do lądowania w bardzo dużym promieniu i lądować przez przeszkodę 30 m dotykając ziemi 150 m dalej. Długość rolowania jest znacznie zmniejszona. Ogólnie można powiedzieć,że długość dobiegu przy otwartych klapach stanowi 1/3 dobiegu normalnego. Z drugiej strony opuszczając klapy o 15 do 20° podczas startu redukujemy o 30% długość rozbiegu,dzięki powiększeniu nośności. Jeśli jednak zbyt obniżyć klapy,wówczas opór znacznie wzrasta i oderwanie się jest utrudnione. Maksymum korzyści osiągamy przy lądowaniu,gdzie kąty podejścia można zmieniać w granicach od 15 do 5, przyczem ulega również zmianie "finesse" samolotu.

Klapa typu the Zap.

W Stanach Zjednoczonych powstało dużo różnych systemów klap hamujących, działających na wewnętrznej stronie skrzydła. Konstrukcją najbardziej udoskonaloną jest klapa typu " The Zap" wyrobu"Zap Development Co"z Marylandu.

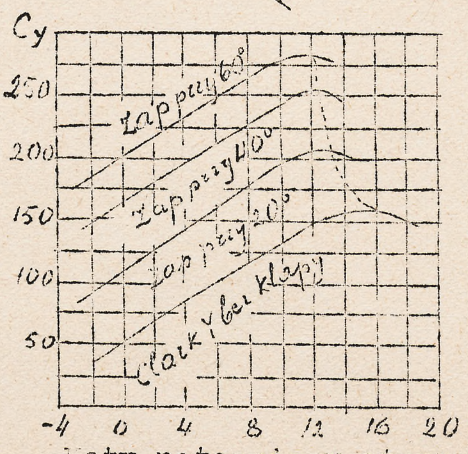
Podobnie do rozwiązania Northropa,Zap składa się z cienkiej płytki, normalnie schowanej w dolnej części skrzydła przy krawędzi spływu. Różnica polega na przesuwaniu się w tył zawiasy podczas otwierania. Jest to rodzaj powiększenia po-



Klapy i lotki typu Zap.

Klapa"Crocodile"





Kąty natarcia w stopn.
Charakterystyka skrzydła z klapą Zap.

wierzchni nośnej. Przy zupełnem otwarciu krawędź spływu klapy typu "Za p" znajduje się za krawędzią spły wu skrzydła.

W tunelu 2,1 m x 3 m NACA zostały przeprowadzone próby na modelu jednopłatowca z 3 klapami o różnych kształtach. Najlepsze wyniki otrzyma no z największą kłapą o szerokości, równej 40 % szerokości płata i przymocowaną do płata w 70 % jego cięciwy od krawędzi natarcia. Klapa ta powiększała siłę nośną płata normalnego o 100 %.

Należy jednak zauważyć, że maksimum nośności z klapą opuszczoną zachodzi przy mniejszej wartości kąta natarcia, niż dla skrzydła bez klap. Powoduje to pewną niedogodność, a z drugiej strony stanowi zaletę. Niedogodność stanowi to, że zmniejsza się zakres użytecznych kątów natarcia oraz że kąty, przy których zachodzi strata szybkości, są zbliżone, co może się stać niebezpieczne. Zaletą jest to, że podczas lotu ślizgowego i lądowania samolot zachowuje swoje normalne położenie i że niema potrzeby zadzierania samolotu celem zwiększenia siły nośnej.

System skrzydeł "Crocodile" uniemożliwia normalne umieszczenie lotki. W konstrukcji typu "The Zap" lotka zostaje umieszczona nad skrzydłem i w ten sposób Zap może zajmować całą rozpiętość skrzydła. Lotkę stanowi mały płat, znajdujący się nad krawędzią spływu. Sterowanie jest różnicowe: lotka wznosząca się zmienia kąt natarcia 3 do 4 krotnie więcej, niż lotka opuszczająca się. Linja zerowa tworzy z górną powierzchnią spływu kąt 5 do 10°. W tem położeniu opór skrzydła z lotką nie jest większy, niż opór skrzydła z lotką normalną. Powierzchnia lotek "The Zap" stanowi 6 do 8 % całkowitej powierzchni nośnej, podczas gdy normalne lotki 10 do 12 %. Z tego widać, że lotki Zap są skuteczniejsze.

Pomysł skrzydeł krodylich nie jest nowy. Orville Wright zgłosił podobny patent w 1921 r., nieco później M. Fairey. Nazywano to wówczas "Split Trailing Edge Flap". Ponieważ próby nie dały dodatnich wyników pomysł ten został zarzucony.

Nale ży dodać pa rę słów o samolocie Northropa Delta. Aparat ten przeznaczony do transportu 7 pasażerów jest identyczny z Gamma, tylko średnica kadłuba została powiększona z 1,15 do 1,5 m. Ciężar konstrukcji został zmniejszony przez użycie nowego Alcladu 24 S.R.T. o wysokiej wytrzymałości /zamiast 17 S.T./. Ze względu na widoczność pilot zajmuje miejsce w przedniej części kadłuba, między kabiną pasażorską, a przegrodą ogniową. Motor Wright Cyclone posiada sprężarkę wstępną i daje 700 KM na 1800 m. Zmontowany jest na blokach gumowych. Całe sterowanie jest na łożyskach kulkowych. Zbiorniki paliwowe posiadają pojemność 1360 l. Ka żde koło jest zaopatrzone w dwa hamulce olejowe, rozmieszczone po obu stronach.

---oooOooo---

BŁYSKAWICZNE SPAWANIE PUNKTOWE BUDDA

A New Welding Process
John C. Arrowsmith
Aircraft Engineering February 1933

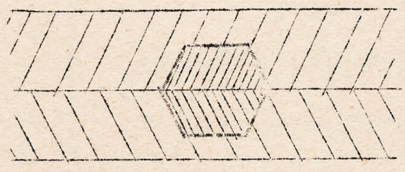
Ze względu na wysoki stopień wytrzymałości, wymagany od każdego szczegółu konstrukcji lotniczej, bardzo często w przemyśle lotniczym nie można zastosować materjału i metod, przyjętych przy wyrobie pojazdów lądowych. Dlatego właśnie spawanie punktowe oporowe /electrical resistance welding/ stosow aneoddawna w przemyśle samochodowym, nie miało powodzenia w lotnictwie, jako niezupełnie pewne.

Próby spoin punktow ych wykazały, że przy pozornie stałych warun-

kach spawania wytrzymałość połączeń waha się czasem w szerokich granicach schodząc do zera w wypadkach niedostatecznego stopienia metali. Zwykle brak ten jest pokrywany nadmierną ilością punktów co jest jednak dopuszczalne tylko w wypadku konstrukcji słabo obciążonych. W lotnictwie natomiast wszelka niepewność spoiny musi być wyeliminowana. Obok spawania jedyną metodą łączenia jest nitowanie,które jednak jest w ostatnich latach coraz bardziej ograniczane ze względu na trudność wykonania i koszt. Nitowanie ograniczone jest również ze względu na dążenie konstruktorów do używania cieńszych blach.

Możliwość zastosowania nitowania przy użyciu austenitycznej nierdzewiejącej stali jest ograniczona ze względu na trudność wiercenia otworów dla nitów . Wszystkie te trudności doprowadziły do udoskonalenia spawania punktowego w formie maszyny Budd Shotwelder. Dzięki tej spawarce możliwe jest otrzymanie połączenia punktowego o jednolitej wytrzymałości wyższej niż przy najlepszem nitowaniu. Podczas pracy tej spawarki jest stale kreślony wykres ilustrujący kaloryczny przebieg spawania /czas trwania i naprężenie prądu/,ponadto specjalne urządzenie elektryczno-akustyczne alarmuje spawacza w wypadku wykonania złej spoiny. W stałych warunkach pracy niejednostajność spoiny wynosi w stosunku do średniej wartości mniej niż 10%.

Przy pomocy spawarki Budda można otrzymać połączenia bardzo jednorodne i bez błędów. Pozatem maszyna ta posiada specjalne zalety jeśli chodzi o spawanie nierdzewiejącej stali. Spawanie tej stali /18% Cr 8% Ni/ wymaga bardzo krótkiego zastosowania prądu,ze względu na jej duży opór elektryczny. Zbyt długi czas spawania powoduje stopienie blachy na zbyt wielkiej przestrzeni w kierunku zewnętrznej powierzchni blach i zmniejsza odporność na korozję. W sprzyjających warunkach na powierzchni punktu powstaje rdza i przenosi się na sąsiednie warstwy materjału. W spawarce Budda kontrola czasu spawania jest bardzo dokładna i możliwe jest ograniczenie stopienia do wewnętrznej części blach spawanych /rys.1/. Dzięki temu powierzchniowe warstwy materjału nad punktem pozostają nienaruszone i odporność na korozję się nie zmniejsza. W ten sposób możemy uniknąć przy spawaniu blach stalowych konieczności stosowania obróbki cieplnej w celu przywrócenia pierwotnej odporności na korozję. Były przeprowadzone badania nad wpływem czasu spawania na korozję. Wykonano szereg próbek zwykłą metodą punktową, stosując czas spawania 0,1 do 3 sekund oraz szereg próbek metodą błyskawiczną Budda dając czas około 0,01 sek. Następnie poddano wszystkie próbki korozji,zanurzając je w 20% roztworze soli kuchennej na przeciąg 4 minut okresami: jedna minuta soli 15 min. przerwy. Okazało się,że próbki wykonane zwykłą metodą korodują bardzo szybko, natomiast próbki błyskawiczne nie korodowały przez wiele tygodni. Ślady które powstały dały się łatwo usuwać wilgotnem suknem. Aby uniknąć nawet tych śladów polerowano powierzchnię punktu przed próbą na korozję. Chodziło o usunięcie w ten sposób cieniutkiej warstwy metalu odbarwionego wskutek przechodzenia ciepła z wewnątrz punktu. Odbarwienia tego nie należy jednak mieszać z przepaleniem.Po tem polerowaniu próba na korozję nie wykazała najmniejszych śladów rdzy.



rys. 1. dobre połączenie



rys 2. złe połączenie

Wielką zaletą tej metody spawania stanowi to,że możemy powiększać ilość spoin praktycznie bez powiększania kosztu,przyczem wytrzymałość wzrasta proporcjonalnie. Nie można tego powiedzieć o nitowaniu,gdyż każdy nit kosztuje,a powiększenie ilości nitów jest ograniczone osłabieniem materjału przez otwory.

Wzrost wytrzymałości wskutek powiększenia ilości punktów był ob-

serwowany na trzech rodzaja ch próbek /0,76 x 51 x 19/: a/ połączenie pojedyncze/punkt/, b/ dwa punkty w odległości0,71, c/ trzy punkty wodległości 0,71. Próbki wykonane wszystkie w tych samych warunkach uległy zerwaniu przy średniem obciążeniu: a/ 375 kg, b/ 681 kg c/ 999 kg.

Wytrzymałość pojedyńczego połączenia jest w przybliżeniu równa wytrzyma łości nita o tym samym przekroju. Pozatem widać,jak znacznie można powiększyć wytrzymałość,zwiększając ilość punktów.

Spawanie punktowe w chwili obecnej daje nie mniejszą pewność połączenia niż nitowanie i zap ewnia specjalne korzyści jeśli chodzi o przemysł lotniczy.

---oooOooo---

Wydawca: Inż.Jan Tuszyński Redaktor:Inż.Mirosław Teraszkiewicz

Wykonano i odbito w Związku Słuchaczów Architektury -Koszykowa 55.